



# Contribution à la modélisation énergétique des hélicoptères en vue de la maîtrise de leurs comportements dynamiques

Zeineb Chikhaoui-Gomand

## ► To cite this version:

Zeineb Chikhaoui-Gomand. Contribution à la modélisation énergétique des hélicoptères en vue de la maîtrise de leurs comportements dynamiques. Autre. Ecole nationale supérieure d'arts et métiers - ENSAM, 2013. Français. NNT : 2013ENAM0061 . pastel-00996891

**HAL Id: pastel-00996891**

**<https://pastel.archives-ouvertes.fr/pastel-00996891>**

Submitted on 27 May 2014

**HAL** is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

École doctorale n° 432 : Sciences des Métiers de l'Ingénieur

**Doctorat ParisTech**

**T H È S E**

pour obtenir le grade de docteur délivré par

**l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers**

**Spécialité “ automatique ”**

*présentée et soutenue publiquement par*

**Zeineb CHIKHAOUI**

le 18 décembre 2013

**Contribution à la modélisation énergétique des hélicoptères  
en vue de la maîtrise de leurs comportements dynamiques**

Directeur de thèse : **Pierre-Jean BARRE**

Co-encadrement de la thèse : **Julien GOMAND et François MALBURET**

**Jury**

**M. Didier GUEDRA-DEGEORGES**, Directeur scientifique, EADS Innovation Works

**Mme Geneviève DAUPHIN-TANGUY**, Professeur des universités, LAGIS, Ecole Centrale de Lille

**M. Didier REMOND**, Professeur des universités, LaMCoS, INSA Lyon

**M. Pierre-Jean BARRE**, Professeur des universités, LSIS, Arts et Métiers ParisTech, Aix en Provence

**M. Julien GOMAND**, Maître de conférences, LSIS, Arts et Métiers ParisTech, Aix en Provence

**M. François MALBURET**, Maître de conférences, LSIS, Arts et Métiers ParisTech, Aix en Provence

**Mme Marilena PAVEL**, Associate professor, Delft University of technology

Président  
Rapporteur  
Rapporteur  
Examineur  
Examineur  
Examineur  
Invité

**T  
H  
È  
S  
E**



École doctorale n° 432 : Sciences des Métiers de l'Ingénieur

**Doctorat ParisTech**

**T H È S E**

**pour obtenir le grade de docteur délivré par**

**l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers**

**Spécialité “ automatique ”**

*présentée et soutenue publiquement par*

**Zeineb CHIKHAOUI**

le 18 décembre 2013

**Contribution à la modélisation énergétique des hélicoptères  
en vue de la maîtrise de leurs comportements dynamiques**

Directeur de thèse : **Pierre-Jean BARRE**

Co-encadrement de la thèse : **Julien GOMAND et François MALBURET**

Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes  
(LSIS)



Ces travaux ont été financés par la fondation d'entreprise  
AIRBUS Group (anciennement EADS)  
dans le cadre de la Chaire industrielle d'Arts et Métiers ParisTech  
"Dynamique des systèmes mécaniques complexes"





# Résumé / Abstract

---

## **Contribution à la modélisation énergétique des hélicoptères en vue de la maîtrise de leurs comportements dynamiques**

**RESUME :** Les hélicoptères sont le siège de comportements dynamiques difficiles à maîtriser et récurrents en phase de conception. Ces comportements sont essentiellement liés à des couplages mal maîtrisés entre certains sous-systèmes. Un état de l'art sur les pratiques de modélisation existantes met en évidence un manque de prise en compte des interactions énergétiques entre sous-systèmes, rendant difficile l'analyse et la maîtrise de ces phénomènes et conduisant à des solutions ponctuelles, sans capitalisation possible des méthodes mises en œuvre. Ces travaux offrent une introduction à une approche de représentation multiphysique et multiniveau, complémentaire aux approches existantes, offrant une vision énergétique et structurelle pour la maîtrise de la dynamique des systèmes tels que les hélicoptères. Une réflexion sur les outils de représentation existants a conduit au choix du bond graph (BG), du multibond graph (MBG) et de la Représentation Énergétique Macroscopique (REM) en tant qu'outils complémentaires pour la modélisation et la commande des systèmes multiphysiques multicorps. Une analyse énergétique d'hélicoptère a conduit à la proposition d'une description macroscopique basée sur le MBG à mots, complétée par deux autres niveaux détaillant le modèle MBG du sous-système rotor-fuselage. Les hypothèses de modélisation sont choisies de manière à reproduire les conditions d'apparition du phénomène de résonance air, phénomène de couplage connu sur les hélicoptères. Cette étude met en évidence le potentiel des représentations énergétiques en application aux hélicoptères et ouvre de nombreuses perspectives, tant pour l'analyse des appareils existants que pour la conception d'aéronefs innovants.

**Mots clés :** Bond graph (BG), multibond graph (MBG), représentation énergétique macroscopique (REM), hélicoptère, représentation multiniveau, comportements dynamiques.

**Contribution to rotorcraft energetic modeling for dynamic behavior  
analysis and control**

**ABSTRACT:** Rotorcraft are complex systems and are thus sources of recurring (i.e. for many new design projects) and poorly understood problems. Considering a specific phenomenon, implying interactions between many subsystems, the analysis of the system from a global but "sufficiently" detailed point of view becomes necessary. Current global modeling methodologies are mainly based on a subsystem-by-subsystem approach and the knowledge of their interactions is insufficient. This work proposes an introduction to a multiphysic and multilevel representation, complementary to existing modeling approaches, offering an energetic and structural view to support analysis and control of rotorcraft. A first study leads to the choice of, the bond graph (BG), the multibond graph (MBG) and the Energetic Macroscopic Representation (EMR) as complementary multiphysic tools for the modeling and control of multiphysic and multibody systems. Then, an energetic analysis of helicopter dynamics is presented and a global energetic and macroscopic representation, using the word bond graph, is proposed. After that, the MBG is used for rotor-fuselage modeling in order to reproduce the air resonance phenomenon. This work shows the potential of energetic representations on rotorcraft and opens many perspectives, not only for the analysis of the existing rotorcraft, but also for the design of innovative rotorcraft.

**Keywords:** Bond graph (BG), multibond graph (MBG), Energetic Macroscopic Representation, helicopter, energetic modeling, multilevel representation, dynamic behaviour.

# *Remerciements*

---

Les travaux réalisés dans ce mémoire de thèse ont été réalisés au sein de l'équipe Ingénierie Numérique des Systèmes Mécaniques (INSM) du Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes (LSIS), au centre d'Aix-en-Provence d'Arts et Métiers ParisTech, et dans le cadre de la chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques complexes" de la fondation d'entreprise EADS.

Je tiens tout d'abord à remercier la fondation d'entreprise EADS et les membres du comité de pilotage de la chaire, plus précisément Monsieur Didier Guedra-Degeorges, directeur scientifique d'EADS Innovation Works, Madame Marie-Claire CERTIAT, déléguée générale de la fondation d'entreprise EADS, et Monsieur Marc Allongue, vice-président General Engineering d'Eurocopter.

Je remercie chaleureusement Monsieur Didier Guedra-Degeorges, pour avoir accepté de présider mon jury de thèse. Je remercie aussi vivement Madame Geneviève Dauphin-Tanguy, professeur à l'Ecole Centrale de Lille, et Monsieur Didier Remond, professeur à l'INSA de Lyon, qui m'ont fait l'honneur d'évaluer mon travail de thèse. Avec leurs compétences dans la communauté bond graph ainsi que dans le domaine de la mécanique et de la modélisation dynamique d'une manière générale, ils ont apporté des avis critiques et constructifs qui m'ont beaucoup aidé pour améliorer le mémoire en ajoutant des précisions sur la partie modélisation et à bien préparer ma soutenance. Merci également à Marilena Pavel, associate professor à l'université de technologie de Delft, pour nos échanges qui m'ont permis d'enrichir ma connaissance du monde des hélicoptères.

La réalisation et l'achèvement de cette thèse a été le fruit d'un travail collectif et suite à un grand nombre de réunions, d'échanges et de discussions avec plusieurs personnes à qui je présente mes plus vifs remerciements. Plus particulièrement, je pense à mes trois encadrants qui ont veillé à ce que je puisse travailler dans les meilleures conditions grâce à leurs qualités professionnelles et humaines. Ainsi, je souhaite exprimer toute ma reconnaissance à mon directeur de thèse, le professeur Pierre-Jean Barre, pour l'aide compétente et dynamique qu'il m'a apportée tout au



long de ces trois années et pour son encouragement pendant toute la dernière période de rédaction et de préparation de soutenance. J'adresse un grand merci à François Malburet et Julien Gomand, Maitres de conférences aux Arts et Métiers ParisTech, pour avoir assuré la co-direction de ma thèse. Merci de m'avoir fait profiter de vos connaissances sur les hélicoptères, les outils, la mécanique, la modélisation, etc. Merci pour votre disponibilité et pour votre confiance, vous avez tout le temps été là pour me guider et me rassurer, ce qui m'a permis de toujours garder la motivation.

Je souhaite remercier les membres de l'équipe INSM, anciens et actuels, avec qui j'ai partagé de très bons moments durant ces années. Une pensée particulière à Aymen, Nouha, Amir, Gwen, Hector, Fadel, Ruding, Maud, Christophe, Léo, Mikael, Maxime, Manu, Matthieu, Olivier, Quentin, Julie, Georges, David, Sébastien, Loïc, Benjamin, ... Je remercie aussi tous les membres du personnel du centre d'Arts et Métiers ParisTech que j'ai eu le plaisir de rencontrer.

Un grand merci également à tous mes chers amis en dehors du laboratoire qui m'ont beaucoup soutenue, spécifiquement Selma, Salma, Wassim, Corina, Thamer, Nihel, ...

Enfin je dédie cette thèse à tous les membres de ma petite et grande famille, qui me sont très chers, et plus particulièrement mes parents, Naceur et Samira, mon frère Maher, ma sœur Imen et mes très chers neveux Hedi et Maya, avec une dédicace spéciale à mon chéri qui m'a beaucoup supportée moralement pendant la période de rédaction et de préparation de soutenance. Merci d'avoir été là ces dernières années et d'avoir toujours su me gérer pendant les moments difficiles.

# Sommaire

<i>Résumé / Abstract .....</i>	<i>i</i>
<i>Remerciements .....</i>	<i>iii</i>
<i>Sommaire .....</i>	<i>v</i>
<i>Liste des Figures .....</i>	<i>vii</i>
<i>Liste des Tableaux .....</i>	<i>xi</i>
<i>Principales Notations .....</i>	<i>xiii</i>
<i>Introduction Générale .....</i>	<i>1</i>
<b>Chapitre I Contexte et objectifs .....</b>	<b>3</b>
I.1. L'hélicoptère en première analyse .....	3
I.2. Chaire "Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes" .....	7
I.2.1. Principaux thèmes de la chaire industrielle .....	8
I.2.2. Objectifs de la chaire .....	11
I.2.3. Démarche choisie .....	13
I.3. Contexte et objectifs de la thèse .....	13
I.3.1. Hélicoptères et activités de recherche .....	14
I.3.2. Approches globales pour d'autres applications .....	21
I.3.3. Objectifs .....	23
I.4. Conclusion .....	24
<b>Chapitre II Quels outils de représentation pour quels objectifs .....</b>	<b>27</b>
II.1. Etat de l'art des outils de représentation multiphysique .....	28
II.1.1. Qu'est-ce qu'un outil de représentation ? .....	28
II.1.2. Quels outils de représentation pour l'hélicoptère ? .....	31
II.1.3. Le bond graph et le multibond graph .....	32
II.1.4. Le POG, le PFD et le Puzzle Energétique .....	37
II.1.5. Le GIC et la REM .....	38
II.1.6. Conclusion sur le choix des outils .....	39
II.2. Complémentarité des deux outils BG et REM .....	40
II.2.1. Présentation d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère .....	42
II.2.2. Utilisation complémentaire du BG et de la REM .....	43
II.3. Conclusion .....	52

<b>Chapitre III Vers une approche de représentation énergétique de l'hélicoptère .....</b>	<b>55</b>
III.1. Analyse énergétique de l'hélicoptère .....	55
III.1.1. Description de la chaîne de puissance de l'hélicoptère .....	57
III.1.2. Représentation macroscopique de l'hélicoptère.....	59
III.2. Modélisation des sous-systèmes rotor et fuselage .....	65
III.2.1. Description des principaux degrés de liberté .....	65
III.2.2. Approches d'analyse énergétique du rotor principal.....	69
III.2.3. Modélisation MBG du sous-système rotor-fuselage.....	71
III.3. Conclusion.....	88
<b>Chapitre IV Application à l'étude du couplage rotor-fuselage .....</b>	<b>89</b>
IV.1. Les principaux couplages.....	89
IV.1.1. Le couplage rotor-fuselage.....	90
IV.1.2. Le couplage pilote-aéronef.....	95
IV.2. Représentation MBG pour la simulation de la résonance air .....	96
IV.2.1. Hypothèses pour la simulation de la RA .....	96
IV.2.2. Validation des hypothèses de modélisation pour la RA .....	99
IV.3. Simulation du phénomène de résonance air .....	101
IV.3.1. Cas 1 : RA pour un rotor articulé de la catégorie Soft-In-Plane .....	102
IV.3.2. Cas 2 : RA pour un rotor rigide de la catégorie Stiff-In-Plane.....	103
IV.4. Conclusion.....	105
<b>Chapitre V Conclusion Générale et Perspectives .....</b>	<b>109</b>
V.1. Synthèse des travaux réalisés .....	109
V.2. Perspectives.....	113
<b>Références Bibliographiques.....</b>	<b>117</b>
<b>Annexe A - Notions complémentaires sur les outils de représentation multiphysique .....</b>	<b>127</b>
<b>Annexe B - Métamodélisation et transformation de modèles en application au BG et la REM.....</b>	<b>133</b>
<b>Annexe C - Compléments sur la modélisation MBG d'un hélicoptère.....</b>	<b>141</b>
<b>Annexe D - Technologies des rotors .....</b>	<b>159</b>
<b>Annexe E - Compléments sur la modélisation BG de la partie motorisation.....</b>	<b>165</b>

# Liste des Figures

Figure I.1 - Actions du pilote sur les commandes de vol [Krysinski - 2011] .....	4
Figure I.2 - Description schématique d'un hélicoptère en première analyse.....	6
Figure I.3 - Niveaux de résolution et objectifs d'étude .....	12
Figure I.4 - Classifications des hélicoptères.....	15
Figure I.5 - Complexité du système hélicoptère.....	18
Figure I.6 - Institutions dont les activités de recherche portent sur les hélicoptères .....	18
Figure I.7 - Bilan des étapes et approches de modélisation des sous-systèmes de l'hélicoptère.....	19
Figure I.8 - Objectif d'une approche de représentation multiniveau de l'hélicoptère .....	24
Figure II.1 - Approche de modélisation par fonctions de transfert d'un système complexe.....	29
Figure II.2 - Approche de modélisation multiphysique de systèmes complexes .....	30
Figure II.3 - Les outils de représentation multiphysique .....	31
Figure II.4 - Illustration des concepts de causalité [Gomand - 2008] intégrale (a) et dérivée (b).....	33
Figure II.5 - Des solutions d'outils et de logiciels existants .....	39
Figure II.6 - Système de commande d'un hélicoptère [Martin - 2011].....	42
Figure II.7 - Modèle du sous-système "commande de vol" .....	44
Figure II.8 - Modèle bond graph structural d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère .....	46
Figure II.9 - Retour sur les hypothèses de modélisation pour éliminer les causalités dérivées .....	48
Figure II.10 - BG en causalité intégrale d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère .....	50
Figure II.11 - Représentation Energétique Macroscopique d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère .....	51
Figure II.12 - Utilisation complémentaire du BG et de la REM.....	52
Figure III.1 - Questionnement quant à la vision énergétique de l'hélicoptère .....	56
Figure III.2 - Diagramme des interactions énergétiques.....	56
Figure III.3 - Transmission de puissance dans un hélicoptère [Raletz - 1990].....	57
Figure III.4 - Exemple d'une schématisation cinématique des éléments de transmission de puissance d'un hélicoptère.....	58
Figure III.5 - Représentation cinématique simplifiée de la chaîne de puissance d'un hélicoptère.....	58
Figure III.6 - Représentation macroscopique de l'hélicoptère par BG à mots .....	59
Figure III.7 - Etude de la partie 1 : Du moteur aux rotors .....	60
Figure III.8 - Modèle BG de la partie 1 : du moteur aux rotors .....	61
Figure III.9 - BG en causalité intégrale de la partie 1 : du moteur aux rotors.....	62

Figure III.10 - Modélisation bond graph de la motorisation en tant que source de vitesse.....	62
Figure III.11 - Parties couplage rotors-fuselage .....	63
Figure III.12 - Interactions entre le pilote, les rotors et le fuselage .....	64
Figure III.13 – Prochaines étapes de la représentation multiniveau .....	65
Figure III.14 - Définition des 6 degrés de liberté du fuselage .....	66
Figure III.15 - Définition des 3 degrés de liberté d'une pale d'hélicoptère [Raletz - 1990] .....	68
Figure III.16 - Efforts appliqués sur un profil de pale [Raletz - 1990].....	70
Figure III.17 - Schéma cinématique du système rotor-fuselage (vue de face) .....	71
Figure III.18 - Définition des repères et points d'attache des solides (vues de côté (a) et de dessus (b)) .....	72
Figure III.19 – Décomposition cinématique de la liaison entre une pale i et l'arbre rotor.....	73
Figure III.20 - Modélisation bond graph des entrées de commande de pas .....	75
Figure III.21 - Entrées des sources d'efforts aérodynamiques.....	76
Figure III.22 - Représentation MBG du sous-système rotor-fuselage .....	77
Figure III.23 - MBG d'un solide en mouvement - Exemple d'une pale de rotor (c), frontières du solide considéré (a), cinématique du solide considéré(b) .....	78
Figure III.24 - MBG d'une liaison - Exemple de l'articulation de battement d'une pale (pivot) .....	81
Figure III.25 - Simulation des régimes transitoires (commande de pas (A) et vitesse de rotation du rotor principal (B)) .....	83
Figure III.26 - Efforts aérodynamiques appliqués à une pale.....	84
Figure III.27 - Positions des centres de gravité des différentes pales .....	85
Figure III.28 - Positions de battement et de traînée (Fuselage fixe).....	86
Figure III.29 - Efforts de portance dans les liaisons.....	87
Figure III.30 - Efforts centrifuges dans les liaisons arbre - pales.....	87
Figure IV.1 - Illustration du phénomène de résonance sol, inspirée de [Krysinski - 2011] .....	91
Figure IV.2 - Illustration du phénomène de résonance air.....	93
Figure IV.3 - Diagramme de résonance air et sol [Donham - 1969].....	93
Figure IV.4 - Schéma cinématique du modèle RA .....	98
Figure IV.5 - Modèle MBG pour la simulation de la RA.....	98
Figure IV.6 - Essais en vol .....	100
Figure IV.7 - Comparaison de la vitesse de roulis entre relevés expérimentaux (essai en vol) et simulation avec le modèle MBG.....	100
Figure IV.8 - Comparaison des fréquences de roulis entre expérimentation et modèle MBG.....	101
Figure IV.9 - Résultats de simulation de la RA pour le cas d'un rotor articulé "soft-in-plane" .....	103
Figure IV.10 - Diagramme RA pour un rotor "stiff in plane" .....	105
Figure IV.11 - Simulation de la RA pour le cas d'un rotor rigide "stiff-in-plane" .....	106
Figure 0.1 - Lien de puissance en bond graph.....	127
Figure 0.2 - Exemple de chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008] .....	128
Figure 0.3 - Bond graph d'une chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008] .....	128
Figure 0.4 - Principe d'action-réaction .....	130

<i>Figure 0.5 - REM d'une chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008].....</i>	<i>131</i>
<i>Figure 0.6 - Métamodèle du langage Ecore.....</i>	<i>134</i>
<i>Figure 0.7 - Métamodèle proposé pour le bond graph.....</i>	<i>136</i>
<i>Figure 0.8 - Métamodèle proposé pour la Représentation Energétique Macroscopique .....</i>	<i>137</i>
<i>Figure 0.9 - Principe de transformation avec ATL et Ecore .....</i>	<i>138</i>
<i>Figure 0.10 - Règles de transformation.....</i>	<i>139</i>
<i>Figure 0.11 - Etapes d'implémentation du cas d'étude .....</i>	<i>140</i>
<i>Figure 0.12 - Modèle MBG à mots du sous-système rotor-structure (Rappel de la figure III.22).....</i>	<i>143</i>
<i>Figure 0.13 - Rappel de la cinématique et des points d'attache du fuselage cas du fuselage fixe (a) cas du fuselage libéré (b).....</i>	<i>144</i>
<i>Figure 0.14 - Représentation MBG du fuselage (b), frontières du solide considéré (a) .....</i>	<i>145</i>
<i>Figure 0.15 - MBG de la liaison pivot arbre/fuselage (b) frontière de la liaison considérée (a) .....</i>	<i>147</i>
<i>Figure 0.16 - MBG de l'arbre rotor (b) frontières du solide considéré (a) .....</i>	<i>149</i>
<i>Figure 0.17 - MBG de la liaison trainée (b) frontières de la liaison considéré (a).....</i>	<i>150</i>
<i>Figure 0.18 - MBG de la liaison battement (b) frontières de la liaison considéré (a).....</i>	<i>152</i>
<i>Figure 0.19 - MBG de la liaison pas (b) frontières de la liaison considéré (a) .....</i>	<i>153</i>
<i>Figure 0.20 - MBG de la pale (b) frontières du solide considéré (a).....</i>	<i>155</i>
<i>Figure 0.21 - Rotor bipale semi-rigide.....</i>	<i>159</i>
<i>Figure 0.22 - Rotor "fully articulated" .....</i>	<i>160</i>
<i>Figure 0.23 - Rotor articulé "Starflex" (a) et "Spheriflex" (b) .....</i>	<i>161</i>
<i>Figure 0.24 - Rotor "Hingeless" .....</i>	<i>161</i>
<i>Figure 0.25 - Rotor "Bearingless" .....</i>	<i>162</i>
<i>Figure 0.26 - Rotors du BO105 d'Eurocopter (a), du AH56 Cheyenne de Lockheed (b) et du Lynx de Westland (c) [Watkinson - 2003].....</i>	<i>162</i>
<i>Figure 0.27 - Modèle BG de la partie motorisation (A) Modèle BG en causalité intégrale de la partie motorisation (B) (Rappel de Figure III.8 et Figure III.9) .....</i>	<i>166</i>



# Liste des Tableaux

---

<i>Tableau III.1 - Positions initiales simulées des pales .....</i>	<i>84</i>
<i>Tableau IV.1 - Comparaison du modèle MBG avec un modèle analytique .....</i>	<i>99</i>
<i>Tableau 0.1 - Variables généralisées pour quelques domaines physiques [REF].....</i>	<i>128</i>
<i>Tableau 0.2 - Règles d'affectation de la causalité sur les différents éléments du BG [Dauphin - 2000] .....</i>	<i>129</i>
<i>Tableau 0.3 - Analogies entre les principaux éléments du BG et ceux de la REM.....</i>	<i>131</i>
<i>Tableau 0.4 - Analogies des principaux éléments du BG et ceux du MBG .....</i>	<i>132</i>





# Principales Notations

---

## Variables

$\alpha_x$	Angle de roulis du fuselage [rad]
$\alpha_y$	Angle de tangage du fuselage [rad]
$\alpha_z$	Angle de lacet du fuselage [rad]
$X$	Position longitudinale (avancement) de l'hélicoptère [m]
$Y$	Position latérale de l'hélicoptère [m]
$Z$	Altitude de l'hélicoptère [m]
$\theta_0$	Commande de pas collectif, aussi notée $U_0$ [rad]
$\theta_{1c}, \theta_{1s}$	Commandes de pas cyclique, respectivement pour le roulis et le tangage, aussi notées $U_{1c}, U_{1s}$ [rad]
$U_p$	Commande de lacet (palonniers) [rad]
$\theta$	Angle de pas de pale [rad]
$\beta$	Angle de battement de pale [rad]
$\delta$	Angle de trainée de pale [rad]
$\Omega$	Vitesse de rotation du rotor [ $\text{rad.s}^{-1}$ ]
$C$	Couple [Nm]
$F$	Effort [N]

## Paramètres des modèles

$e$	Excentricité du rotor [m]
$R$	Rayon du disque rotor [m]
$N$	Nombres des pales du rotor
$i$	Numéro de la pale
$L_p$	Longueur de la pale [m]
$\alpha$	Corde du profil de la pale [m]
$C_z$	Coefficient de portance d'une pale

---

$C_x$	<i>Coefficient de trainée d'une pale</i>
$\rho$	<i>Masse volumique de l'air [kg.m<sup>-3</sup>]</i>
$\Omega_N$	<i>Vitesse nominale ou régime nominal du rotor principal, aussi noté NR (Nominal RPM) [rad.s<sup>-1</sup>]</i>
$\omega_f$	<i>Pulsation propre du fuselage (de roulis ou de tangage) [rad.s<sup>-1</sup>]</i>
$\omega_\delta$	<i>Pulsation propre de trainée de pale [rad.s<sup>-1</sup>]</i>

## Indices et Exposants

$i$	<i>Grandeur relative à la pale n<sup>o</sup>i</i>
$f$	<i>Grandeur relative au fuselage</i>
$\delta$	<i>Grandeur relative à l'articulation de trainée d'une pale</i>
$\beta$	<i>Grandeur relative à l'articulation de battement d'une pale</i>
$m$	<i>Grandeur relative au moteur</i>
$x$	<i>Grandeur relative à l'axe X (translation) ou à l'axe de roulis (rotation)</i>
$y$	<i>Grandeur relative à l'axe Y (translation) ou à l'axe de tangage (rotation)</i>
$z$	<i>Grandeur relative à l'axe Z (translation) ou à l'axe de lacet (rotation)</i>
RP	<i>Grandeur relative au rotor principal (ou MR, main rotor)</i>
RA	<i>Grandeur relative au rotor arrière (ou TR, tail rotor)</i>

## Acronymes

A/RPC	<i>Aircraft/Rotorcraft Pilot Coupling (Phénomènes de couplage impliquant le pilote)</i>
PIO	<i>Pilot Induced Oscillations (Oscillations de l'appareil liées à une réinjection par le pilote)</i>
RS	<i>Résonance sol (phénomène de couplage rotor-fuselage au sol)</i>
RA	<i>Résonance air (phénomène de couplage rotor-fuselage en vol)</i>
BG	<i>Bond graph</i>
MBG	<i>Multibond graph</i>
REM	<i>Représentation énergétique macroscopique</i>
FBW, PBW	<i>Fly-by-wire, power-by-wire</i>
BTP, BTA	<i>Boîtes de transmission principale et arrière</i>
DDL	<i>Degré de liberté</i>

# *Introduction Générale*

---

Cette thèse de doctorat s'inscrit dans le cadre de la première Chaire industrielle d'Arts et Métiers ParisTech (Ecole Nationale Supérieure d'Arts et Métiers) mise en place au Centre d'Enseignement et de Recherche d'Aix-en-Provence avec la fondation d'entreprise EADS. L'objectif majeur de celle-ci est de travailler à la recherche de nouvelles approches en terme de méthodes et d'outils pour la maîtrise de la dynamique des systèmes mécaniques complexes en application aux hélicoptères.

Le développement de systèmes mécatroniques de plus en plus complexes et le besoin de les analyser dans leur globalité ont joué en faveur de l'apparition d'outils de représentation multiphysique tels que le bond graph, la Représentation Energétique Macroscopique, ou encore le Graphe Informationnel Causal. Ces outils, qui permettent une formalisation graphique unifiée des systèmes quels que soient les domaines de la physique abordés, offrent une organisation des modèles facilitant ainsi l'analyse et la simulation du système dans sa globalité. L'application de ces outils aux hélicoptères n'a jusqu'à présent pas fait l'objet d'études particulières. Actuellement, la modélisation des hélicoptères, essentiellement menée par les principaux industriels hélicoptéristes, est basée sur une approche par sous-systèmes et met généralement l'accent sur les fonctions principales réalisées par ces sous-systèmes. C'est une approche pertinente et nécessaire, mais qui devient insuffisante pour l'analyse de phénomènes énergétiques impliquant des couplages entre de nombreux sous-systèmes. En effet, même si des logiciels de simulation spécifiques sont développés par ces industriels afin de prendre en compte de plus en plus de ces sous-systèmes, les liens énergétiques entre ces derniers ne sont pas systématiquement considérés. Dans cette optique, les objectifs de ces travaux de thèse sont fixés et visent à apporter une approche complémentaire avec une vision globale, structurelle et énergétique du système, afin de permettre une capitalisation des méthodes de modélisation et de résolution des problèmes récurrents de l'hélicoptère. Pour aborder ces objectifs, l'idée à l'origine de la chaire industrielle

"Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes" consiste à étudier le potentiel des outils de représentation multiphysique sur les hélicoptères.

Les travaux de cette chaire industrielle sont menés au sein du Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes (LSIS), dans le cadre du projet Ingénierie Numérique des Systèmes Mécaniques (INSM).

Dans le premier chapitre de ce mémoire, les défis scientifiques et industriels de la chaire sont présentés et le besoin de méthodes et d'outils de modélisation énergétique pour l'hélicoptère est exprimé. Pour positionner ces travaux par rapport à l'existant, une brève étude sur les modélisations actuelles des différents hélicoptères est effectuée.

Dans le deuxième chapitre, nous abordons une étude sur les outils de représentation multiphysique qui présentent un intérêt pour une modélisation énergétique et globale de l'hélicoptère. Sur la base de cette étude, une démarche visant une exploitation complémentaire de deux de ces outils, le bond graph et la Représentation Énergétique Macroscopique, est proposée.

Dans le troisième chapitre, une introduction à une représentation énergétique et multiniveau de l'hélicoptère est présentée. Une description macroscopique basée sur le bond graph est proposée. Le sous-système composé du rotor et du fuselage est ensuite choisi pour aborder un deuxième niveau de représentation au travers d'un modèle multibond graph associé est proposé.

Le dernier chapitre s'attache à apporter des éléments de validation du modèle multibond graph développé en proposant une étude par simulation de phénomènes de couplages spécifiques aux hélicoptères.

# *Chapitre I*

## *Contexte et objectifs*

---

Ces travaux de thèse s'inscrivent dans le cadre de la chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes" de la fondation d'entreprise EADS. Les systèmes considérés pour ces travaux, sont les systèmes à voilures tournantes, plus précisément les hélicoptères. La première partie de ce chapitre présente une première analyse du fonctionnement de l'hélicoptère basée sur la littérature classique. La deuxième partie de ce chapitre précise le contexte technologique de la chaire, principalement autour des hélicoptères, et présente la démarche employée pour aborder les objectifs fixés. La troisième partie positionne les travaux de thèse par rapport à ce projet tout en exposant leurs contexte et objectifs.

### *I.1. L'hélicoptère en première analyse*

La modélisation est une étape indispensable pour l'analyse de tout système. La première étape de modélisation consiste en la détermination des variables pertinentes d'entrée et de sortie pour la caractérisation du système considéré. La deuxième étape consiste en la détermination des relations entre ces variables en se basant sur les concepts fondamentaux de la physique. La phase de modélisation n'est pas évidente pour un système complexe tel que l'hélicoptère, notamment lorsqu'il s'agit de représenter le système dans sa globalité. Elle présente une difficulté importante liée au nombre important des variables caractéristiques et aux forts couplages existants entre sous-systèmes.

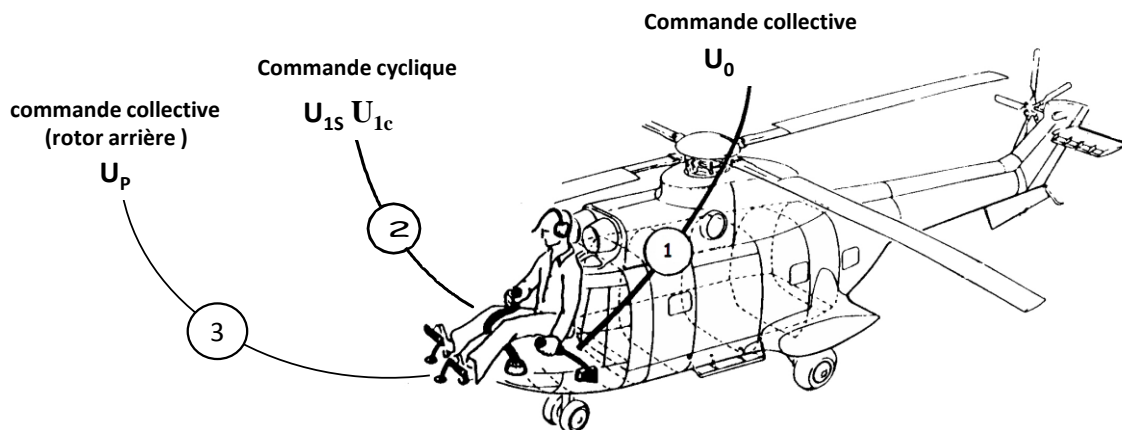
Dans cette étude, nous proposons une brève description du fonctionnement de l'hélicoptère exposant les principaux sous-systèmes et leurs interactions, ainsi que les variables d'entrée/sortie.

Cette première partie a pour objectif de présenter le fonctionnement de l'hélicoptère sur la base de descriptions classiques issues de la littérature. Ces descriptions s'intéressent généralement aux fonctions principales des différents éléments constitutifs de l'hélicoptère. Une première réflexion simple est donc menée sans préoccupation de méthode particulière.

Des questions essentielles se posent alors :

- Quelles sont les entrées du système ?
- Quelles sont les sorties du système ?
- Quels sont les principaux éléments constituant l'hélicoptère ?

S'agissant d'un système comportant a priori plusieurs entrées et plusieurs sorties de différentes natures, la réponse à ces questions n'est pas évidente. Dans le cas présent d'application, il n'existe pas de réponse unique à ces questions. Cela dépend de la vision que l'on souhaite du système et donc des objectifs de l'analyse que l'on souhaite mener.



**Figure I.1** - Actions du pilote sur les commandes de vol [Krysinski - 2011]

Dans le cadre de la mécanique du vol, par exemple, le point de vue que nous souhaitons avoir est celui du pilotage. Dans ce cas on considère les commandes de vol, c'est-à-dire les positions des instruments de pilotage tels que les manches ou palonniers, comme des entrées, et les attitudes de l'hélicoptère comme des sorties.

En première analyse, les principaux éléments constituant l'hélicoptère sont :

- les chaînes de commande ;
- les plateaux de commande du rotor principal et du rotor arrière ;
- les rotors principal et arrière ;
- le fuselage ;

- la motorisation avec son système de régulation ;
- l'environnement aérodynamique ;
- le pilote.

Le fonctionnement de ces différents sous-systèmes et leurs interactions peuvent être résumés en quelques points illustrés par la Figure I.2 [Krysinski - 2011 ; Lefort - 1975 ; Raletz - 1990]. Les actions du pilote sur les commandes de vol, correspondent aux entrées du système (Figure I.1). Ces actions permettent le déplacement des plateaux de commande à travers la chaîne de commande de la manière suivante :

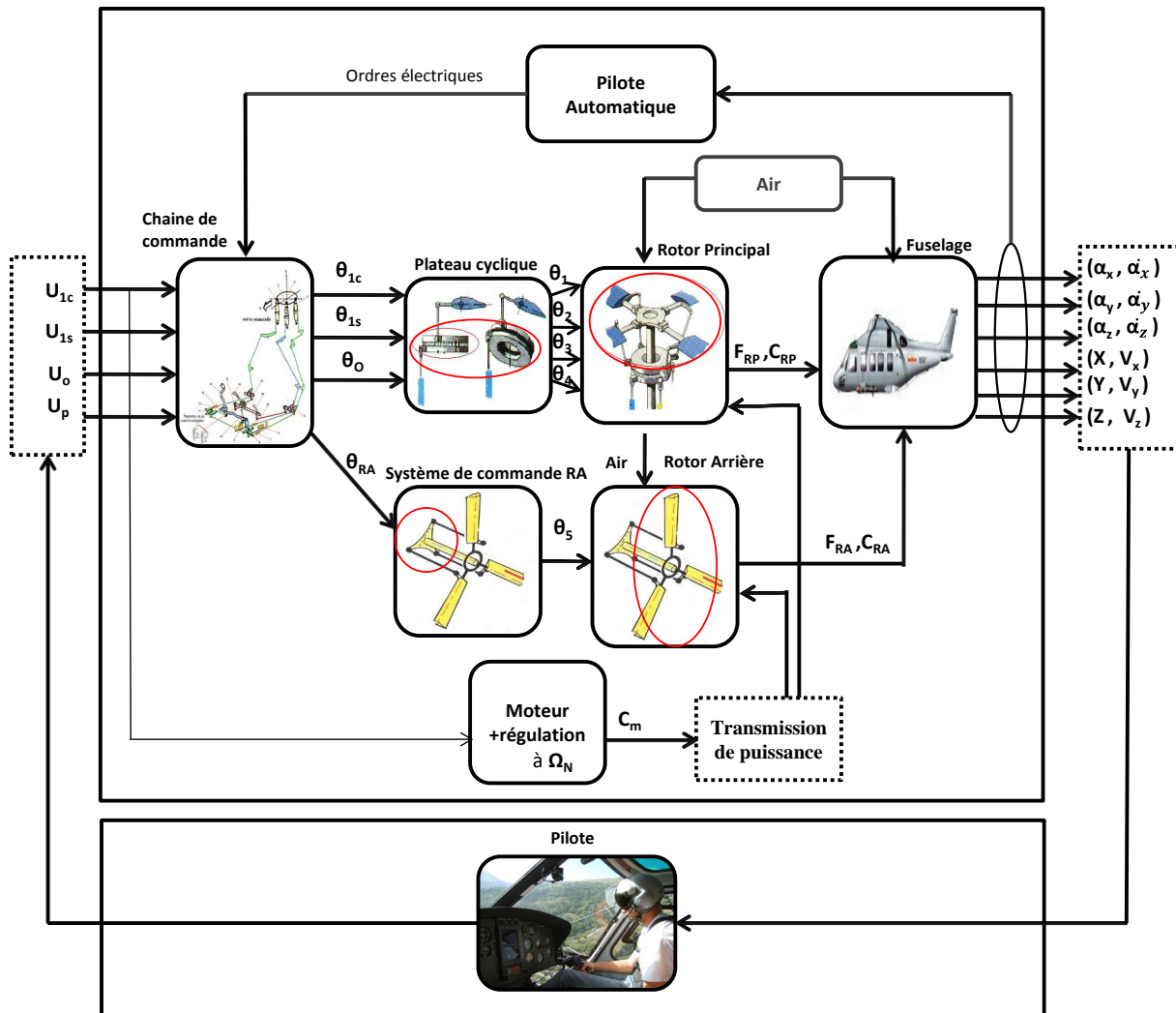
- L'action du pilote sur le manche collectif ( $U_0$ ) provoque le coulisement du plateau et par conséquent impose, par l'intermédiaire de biellettes, une variation collective, simultanée, du pas de toutes les pales. L'objectif est de faire varier l'incidence moyenne de l'ensemble des pales afin de contrôler l'intensité de l'effort de portance développé par le rotor principal.
- L'action du pilote sur le manche cyclique ( $U_{1s}$  et  $U_{1c}$ ) provoque l'oscillation du plateau, autour d'une position moyenne correspondant à la commande de pas collectif et par conséquent impose, par l'intermédiaire des biellettes, une variation cyclique du pas de toutes les pales. L'objectif est de faire varier l'incidence des pales à une fréquence correspondant à la fréquence de rotation de manière à contrôler l'inclinaison, par rapport au fuselage, de l'effort de portance du rotor principal.
- L'action du pilote sur les palonniers ( $U_p$ ) met en translation le plateau du rotor arrière qui permet de commander le pas collectif des pales par l'intermédiaire de biellettes. Ainsi, les palonniers permettent de faire varier l'effort développé par le rotor de queue, et par conséquent de contrôler l'appareil autour de son axe lacet.

L'action du couple ( $C_m$ ) développé par le moteur met en rotation le moyeu du rotor principal. Suivant les phases de vol, l'hélicoptère a besoin de plus ou moins d'énergie. Sur les hélicoptères, contrairement aux avions à hélices, le rotor est régulé en vitesse à une vitesse nominale (NR). Le couple résistant variant en fonction du pas des pales, le système de régulation réinjecte plus ou moins de carburant pour conserver une vitesse de rotation constante.

L'ensemble de ces actions génère des efforts aérodynamiques qui peuvent donc être variables et pilotés. Le rotor principal développe un effort de portance global  $F_{RP}$  et génère sur le fuselage un couple de réaction résultant des efforts de traînées, noté



$C_{RP}$ . Le principe est le même pour le rotor arrière qui développe un effort  $F_{RA}$  à l'extrémité de la queue de l'hélicoptère afin de compenser le couple de réaction du rotor principal et de contrôler l'angle de lacet de l'appareil.



**Figure I.2** - Description schématique d'un hélicoptère en première analyse

Les différentes actions fournies par les rotors agissent sur le fuselage permettent ainsi le vol de l'hélicoptère. Les différentes attitudes de l'hélicoptère sont considérées comme des sorties :

- $\alpha_x$ ,  $\alpha_y$  et  $\alpha_z$  sont les rotations de l'appareil respectivement autour des axes de roulis (latéral), de tangage (longitudinal) et de lacet (vertical);
- $Z$  est l'altitude de l'hélicoptère et  $V_z$ , sa vitesse verticale ;
- $X$  est la position longitudinale (avancement) de l'hélicoptère et  $V_x$ , sa vitesse d'avance longitudinale ;
- $Y$  est la position latérale de l'hélicoptère et  $V_y$ , sa vitesse latérale.

Le pilote capte des informations sur l'attitude de l'appareil et, selon le besoin, agit sur les commandes pour la modifier. En parallèle et/ou à la place du pilote, un pilote automatique (PA) peut également agir sur la chaîne de commande en fonction d'une consigne et de données issues de mesures (attitude de l'hélicoptère).

Cette première analyse offre une aide à la compréhension globale du fonctionnement de l'hélicoptère. Cependant, cette étude n'est pas exhaustive car elle ne représente que la fonction principale des différents sous-systèmes et ne donne qu'une vue partielle de leurs interactions. De plus, les variables d'entrée et de sortie des différents éléments sont de natures différentes (positions, couples, vitesses, "ordres électriques", etc.), et le cheminement de l'énergie au sein du système ne peut être suivi. L'idée de cette première analyse, est de montrer qu'une étude menée sans méthode particulière peut conduire à un résultat peu exploitable.

C'est dans cette optique que la chaire industrielle a été définie, visant à proposer de nouvelles approches en termes de méthodes et d'outils en vue d'étudier et analyser des systèmes soumis à d'importants effets dynamiques, tels que les hélicoptères. Les parties suivantes de ce chapitre permettent de préciser le contexte industriel et scientifique de la chaire autour de deux principaux thèmes en application à l'hélicoptère, et en conséquence de préciser le contexte et les objectifs de cette thèse.

## *I.2. Chaire "Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes"*

Les activités de recherche de la chaire sont centrées sur la maîtrise dynamique des systèmes mécaniques complexes avec les hélicoptères comme application principale. Par "maîtrise dynamique", nous entendons la mise en place de méthodes permettant de maîtriser des comportements non souhaités (instabilités ou vibrations) ou des comportements souhaités (suivi de trajectoire, retour d'effort).

Plusieurs définitions existent pour décrire ce qui peut être un système complexe. L'application considérée étant ici l'hélicoptère, nous considérons le sens mécatronique de ce terme. La complexité peut alors être liée à plusieurs critères :

- la multiplicité de sous-systèmes en forte interaction, la connaissance et l'analyse de ces différents sous-systèmes étant généralement entendues sans les interactions ;

- l'aspect multiphysique du système, conduisant à la nécessité de compétences multidisciplinaires et le recours à des modélisations multiples ;
- la présence de comportements difficiles à appréhender tels que des non-linéarités, des frottements ou encore des jeux mécaniques ;
- l'existence de plusieurs phases de fonctionnement du système (dans le cas des hélicoptères : au sol, en vol stationnaire, en vol d'avancement, ...).

Les hélicoptères sont concernés par l'ensemble de ces différents points, ce qui en fait des systèmes complexes dont l'analyse globale est difficile. La chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes" a été lancée en 2010, afin d'étudier les méthodologies de modélisation énergétique, principalement en application à l'hélicoptère pour :

- permettre de considérer le système dans sa globalité tout en accédant à des niveaux de modélisation plus détaillés en fonction du besoin ;
- permettre l'analyse de phénomènes impliquant des échanges d'énergie entre sous-systèmes ;
- faciliter les interconnexions entre modèles en conservant les liens d'énergie ;
- faciliter la définition de structures de commande adaptées au système (et aux sous-systèmes) à partir des modèles obtenus.

### *1.2.1. Principaux thèmes de la chaire industrielle*

Les problèmes d'analyse des hélicoptères évoqués précédemment conduisent aux deux principaux thèmes choisis pour cette chaire industrielle.

- **Premier thème :** Développement de liaisons inter-structures intelligentes (actives ou semi-actives).

Pour les structures complexes composées de plusieurs sous-systèmes, se pose le problème, vis-à-vis des comportements dynamiques, de la définition de la liaison entre sous-ensembles. Dans les hélicoptères de nombreuses liaisons peuvent être citées telles que l'interface rotor-fuselage, la liaison au sol (train d'atterrissage), les liaisons pales-moyeu, la liaison siège-pilote ou encore la liaison poutre de queue-fuselage. Ces liaisons ont un rôle dans la transmission des vibrations et peuvent quelques fois intervenir dans les phénomènes de couplage entre sous-systèmes. Les phénomènes induits sont souvent évités par des méthodes passives mettant en œuvre des raideurs localisées ou des éléments de dissipation. Les liaisons intelligentes basées sur des méthodes de contrôle actif peuvent agir en isolation (i.e. réduire les vibrations "passant" entre les structures porteuses) et en stabilisation (i.e.

augmenter l'amortissement) pour pallier l'insuffisance des performances des méthodes passives. Pour des structures complexes telles que celles des hélicoptères, le comportement dynamique est difficile à appréhender et la mise en œuvre de liaisons intelligentes devient ardue.

Les actions de recherche dans le périmètre de la mécatronique en application au contrôle actif des systèmes complexes ou à la maîtrise de leur comportement dynamique se focalisent habituellement sur les points suivants :

- le développement des actionneurs (électriques, matériaux intelligents, électromagnétiques, hybrides...);
- le développement d'algorithmes de commande (commandes classiques ou commandes avancées);
- la modélisation de structures à non linéarités localisées (proposition de modèles de non linéarités et traitements mathématiques associés);
- la modélisation de l'adjonction de systèmes par sous-structuration dynamique;
- l'identification et l'utilisation de modèles inverses pour la détermination de paramètres de lois de comportement en dynamique et l'actualisation de modélisations à partir de grandeurs dynamiques mesurées.

L'expérience montre que ces actions disjointes, souvent menées de façon séparée, sont essentielles et performantes mais insuffisantes pour rendre optimale la conception de liaisons inter-structures intelligentes pour les structures complexes telles que les hélicoptères, notamment en raison des points suivants :

- Généralement, on se contente d'une considération simplifiée de la structure avec adjonction d'une loi de commande. Par exemple, les modèles les plus détaillés (i.e. éléments finis) sont évités pour la détermination des lois de contrôle, le temps de calcul serait trop long. On procède alors à une simplification implicite des modèles en considérant le comportement global des systèmes au travers de relations entrées/sorties (système d'état ou fonction de transfert). Les stratégies de simplification sont basées sur l'expérience du produit ou sur des considérations mathématiques visant à réduire l'ordre des modèles ou à les linéariser. L'absence d'approche systémique et d'outil d'analyse peut facilement conduire à une perte du sens physique et à des solutions, des architectures de commande, peu efficaces, non optimales;

- Face à la complexité, il peut être fait appel à une modélisation de type "boîte noire" essentiellement basée sur des techniques d'identification telles que analyse modale ou des techniques d'identification sous effort ambiant. La complexité de la structure étudiée impose de nombreuses étapes d'identification et de synthèse de commande qui peuvent être longues et fastidieuses. Ces techniques ne sont pas satisfaisantes pour ce cas d'application.

Il existe un certain nombre de systèmes actifs opérationnels sur les hélicoptères. Ceux-ci utilisent des méthodes par contre réaction, souvent associées à une problématique mono-fréquence, sans optimisation de l'architecture de la commande, ni optimisation énergétique. Les solutions sont ponctuelles, c'est-à-dire au cas par cas, associées à une problématique souvent unique et ne résultant pas d'une approche globale et méthodologique. Ces solutions ne permettent pas de capitalisation de connaissances sur les méthodes de résolution des problèmes.

- Deuxième thème : Optimisation de la chaîne de commande de vol (du pilote aux rotors).

La chaîne de commande a pour fonctions principales de convertir les ordres du pilote en variation d'incidence des pales du rotor principal ou arrière et d'y superposer les commandes du pilote automatique pour fournir une assistance au pilotage.

La chaîne actuelle est constituée d'actionneurs et d'organes de technologies très différentes : système mécanique (Trim), électrique (vérin série), hydraulique (servocommande) à architecture série ou parallèle. L'objectif pour les hélicoptéristes est aujourd'hui d'augmenter les performances dynamiques de la chaîne de commande et d'améliorer ou faire évoluer les fonctions qui y sont associées. La tendance est d'introduire des technologies innovantes et d'aller vers le Fly-By-Wire (FBW) et le Power-By-Wire (PBW) en analogie avec l'avion. Une première expérience de la mise en œuvre du FBW sur le NH90 a montré toute la complexité de l'application des technologies électriques sur l'hélicoptère. La complexité de l'application est ici induite par l'aspect multifonction et multiphysique (mécanique, électrique, hydraulique) de la chaîne de commande. Le défi du tout électrique est cependant plus compliqué sur un hélicoptère que sur un avion : les performances dynamiques nécessaires sont plus élevées, l'encombrement disponible pour les actionneurs est très réduit et le gain potentiel sur la masse est beaucoup moins important que sur un avion. De plus, la fiabilité souhaitée est plus grande car la perte

d'un élément de la chaîne de commande sur un hélicoptère est considérée comme catastrophique alors qu'elle n'est considérée que comme critique sur un avion.

La définition des éléments de l'assistance au pilotage et du pilote automatique doit tenir compte du comportement complexe de la structure et d'interactions toujours difficiles à appréhender, telles que celles entre l'être humain et l'hélicoptère à l'origine de phénomènes de couplage connus sous le nom de "Pilote-Induced Oscillations" ou plus récemment de "Rotorcraft Pilot Couplings".

Les actions de recherche dans le périmètre de la mécatronique en application à la chaîne de commande se focalisent sur les points suivants :

- la modélisation et la conception des actionneurs électromécaniques des commandes de vol électriques pour répondre aux fonctions souhaitées ;
- la définition et l'optimisation de lois de commande (classiques ou avancées).

L'expérience montre, malgré cela, que pour l'application qui nous concerne :

- les composants technologiques sont définis séparément ;
- il y a des difficultés technologiques à regrouper les fonctions sur un même composant ;
- il y a peu ou pas d'optimisation énergétique ;
- il n'y a pas de vue énergétique d'ensemble, et de ce fait, il n'est pas garanti que les architectures de commande soient optimales.

### *1.2.2. Objectifs de la chaire*

Les activités de recherche de la chaire ont pour objectifs de lever certains verrous scientifiques sur les deux thèmes définis précédemment.

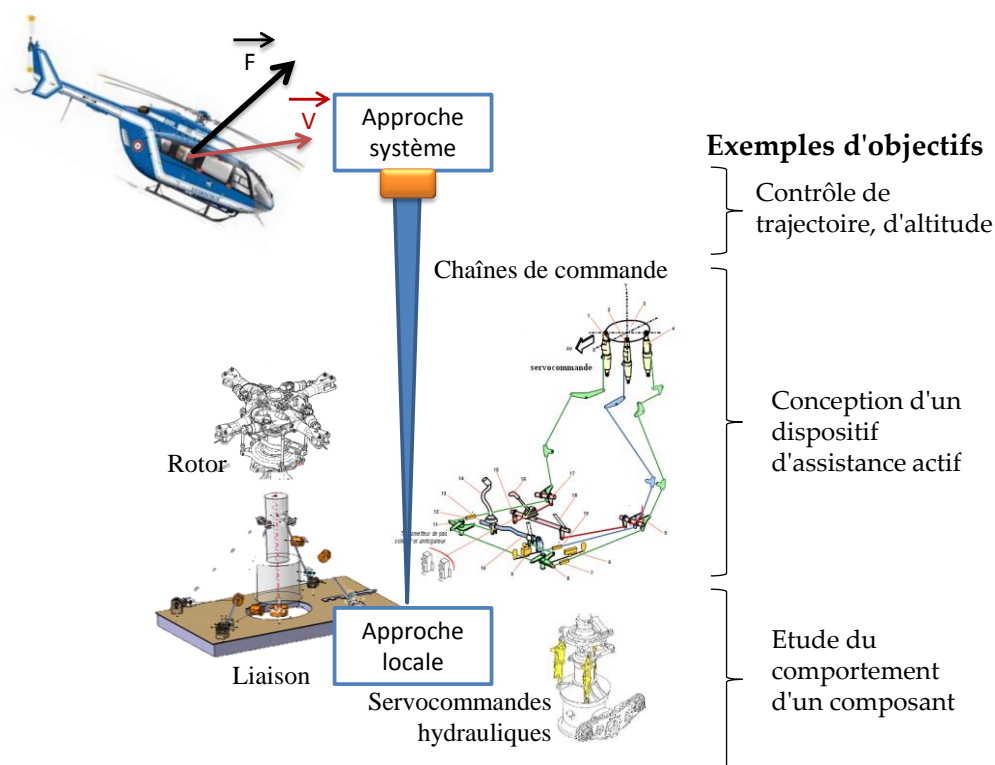
En ce qui concerne le premier thème sur les liaisons intelligentes, les objectifs sont de :

- faciliter le développement de dispositifs actifs plus performants par une meilleure analyse et une meilleure intégration des interactions ainsi que par l'optimisation de leur architecture de commande ;
- proposer une méthodologie permettant une optimisation énergétique, l'introduction facilitée de technologies d'actionneurs plus performantes et innovantes et la possibilité d'optimiser les actionneurs (voire la structure).

En ce qui concerne le deuxième thème de l'optimisation de la chaîne de commande de vol, les objectifs sont :

- d'avoir un outil de réflexion sur l'architecture de la chaîne de commande en intégrant les différentes interactions (pilote-fuselage-chaîne de commande) ;
- de proposer une méthodologie permettant le regroupement des fonctions et de favoriser l'introduction de technologies d'actionneurs plus performantes et innovantes.

Pour lever ces verrous, un premier objectif est de proposer une approche de représentation énergétique qui soit la plus complète possible. Cette dernière permettrait de considérer le système dans sa globalité, en prenant en compte les interactions entre ses diverses composantes. L'obtention d'une telle approche globale facilitera la définition de structures de commande et l'intégration ou la modification d'éléments (actionneurs) pour plus de performance et d'innovation.



**Figure I.3 - Niveaux de résolution et objectifs d'étude**

Dans l'idéal nous souhaitons avoir plusieurs visions pour permettre plusieurs niveaux de résolution pour des objectifs d'études différents (Figure I.3) :

- des visions globales, macroscopiques pour l'étude de la dynamique du vol, du contrôle d'attitude, de trajectoire, etc ;

- des visions "intermédiaires" pour l'étude des chaînes de commande, du rotor, etc ;
- des visions locales détaillées, jusqu'au composant, pour l'étude d'éléments de liaisons, de la dynamique vibratoire d'un élément spécifique, etc.

### *I.2.3. Démarche choisie*

A partir de ces objectifs, deux principaux axes d'étude ont été définis :

#### **Axe 1 : D'une vision macroscopique aux sous-systèmes**

Dans le premier axe d'étude, l'objectif est de proposer une approche de représentation permettant de passer d'un besoin global à l'intégration du comportement des composants (en approche locale). L'application support choisie pour cet axe est le domaine de la mécanique de vol.

#### **Axe 2 : Du sous-système au modèle global**

Dans le deuxième axe d'étude, l'objectif est de proposer une approche de représentation permettant de passer d'un sous-système (approche locale) à l'intégration de plus en plus de sous-systèmes, jusqu'à atteindre la représentation du comportement global de l'hélicoptère du premier axe. Le domaine de la dynamique vibratoire est choisi pour cet axe et les liaisons intelligentes présentes dans l'hélicoptère sont considérées comme des supports d'application.

## *I.3. Contexte et objectifs de la thèse*

Les travaux de cette thèse constituent les premiers travaux menés dans le cadre de la chaire industrielle. Ils se positionnent au niveau du premier axe, "d'une vision macroscopique aux sous-systèmes", dans le domaine de la mécanique de vol.

Pour répondre aux objectifs évoqués précédemment d'une approche de représentation énergétique qui permettrait de considérer l'hélicoptère dans sa globalité, plusieurs phases d'étude ont été fixées. Ces études sont nécessaires dans le cadre des premiers travaux de la chaire et concernent à la fois l'application (hélicoptère) et la méthode à utiliser.

Une première phase consiste à rechercher les pratiques de modélisation existantes pour les hélicoptères et à proposer une synthèse des activités de recherche actuelles autour de cette application.



Une deuxième phase consiste à rechercher les outils et les méthodes qui permettraient d'offrir ce type de représentation.

Une troisième phase consiste à étudier le potentiel des outils et méthodes retenus en application à l'hélicoptère, et pour des problématiques de dynamique du vol.

### *I.3.1. Hélicoptères et activités de recherche*

Il existe plusieurs types d'hélicoptères, dont nous proposons, en Figure I.4, une classification en fonction de leur utilisation et de leur approche de conception.

- Les appareils de modélisme, sont conçus pour des applications ludiques. Pour leur conception, les constructeurs se basent sur le savoir-faire métier et les règles de l'art (Exemple : puissance, taille rotor, vitesse de rotation).
- Une partie des drones (mini et micro) et les Ultra-léger motorisé (ULM), sont conçus pour des missions de sécurité civile ou militaires. Comme pour la catégorie modélisme, les constructeurs profitent du savoir-faire métier et des règles de l'art pour la conception de ce type d'appareils. Ils utilisent, une approche de conception par similitude ou par retours d'expériences.
- La deuxième partie est constituée des drones (High Altitude Long Endurance "HALE" et Medium Altitude Long Endurance "MALE") et des hélicoptères des petits industriels. Les constructeurs de ce type d'appareils sont quelques fois des industriels issus des grands industriels hélicoptéristes. D'une façon générale, ils bénéficient de leur expérience et se basent sur une approche par similitude pour la conception de petits appareils. L'utilisation de prototypes est l'outil principal de mise au point de leurs produits.
- Les hélicoptères des grands industriels hélicoptéristes correspondent généralement à des appareils plus lourds et sont utilisés pour des missions civiles et militaires. Parmi les principaux hélicoptéristes industriels, on retrouve Eurocopter, Bell, Agusta et Sikorski. Ces derniers se basent sur une longue expérience, souvent de plus d'une cinquantaine d'années, et une approche de conception qui peut être qualifiée d'approche par sous-systèmes. Il s'agit d'une méthode consistant à concevoir de manière plus ou moins indépendante chaque sous-système, réalisant une ou plusieurs fonctions spécifiques.

Les hélicoptères des grands industriels	Les hélicoptères des petits industriels	Les ULM	Les drones	Modélisme
<p><b>Eurocopter</b></p>      <p><b>Bell</b></p>  <p><b>Agusta</b></p>  <p><b>Sikorsky</b></p> 	<p><b>Guimbal</b></p>  <p><b>Dynali</b></p>  <p><b>Robinson</b></p> 	 <p><b>Classe VI</b></p>	<p><b>HALE</b></p>  <p><b>MALE</b></p>  <p><b>Mini</b></p>  <p><b>Micro</b></p> 	 

**Figure I.4 - Classifications des hélicoptères**

Dans la littérature, il existe un grand nombre de travaux autour de la modélisation dynamique des hélicoptères de la catégorie des drones. Dans ce cadre, les travaux de recherche sont généralement centrés sur la commande et sur la robustesse du système :

- Dans [Martini - 2008], l'auteur présente deux types de modèles pour des drones. Un premier modèle non linéaire à 7 degrés de liberté (DDL) destiné à être appliqué au vol libre autonome d'un hélicoptère drone (type Vario Benzin Trainer). Le septième DDL correspond à l'angle de rotation du rotor. Ce modèle, permet une bonne considération des effets aérodynamiques. Ensuite, il propose un deuxième modèle Lagrangien non-linéaire perturbé (par une rafale de vent) à 3-DDL. Ce dernier a été monté sur une plateforme expérimentale permettant le mouvement de translation en altitude et la rotation en lacet. Le dernier degré de liberté, comme pour le modèle précédent, correspond à la rotation du rotor. Finalement, sur la base de ces deux modèles, l'auteur propose et met au point par simulation plusieurs méthodes de contrôle du drone. Par exemple pour le modèle à 3 DDL, il en propose quatre : une commande par un retour non linéaire, une commande linéarisante robuste (RNFC), une commande active de rejet de perturbation (ADRC) et une commande Backstepping (BACK). La robustesse de ces

contrôleurs vis-à-vis des incertitudes de modélisation et des perturbations est ensuite étudiée.

- Dans [Schafroth - 2010], les auteurs présentent une approche de modélisation assez complète d'un micro-hélicoptère coaxial. Ils proposent au départ un modèle non-linéaire de l'hélicoptère. Ensuite, ils établissent une identification des paramètres et proposent au final un processus de conception d'une commande H-infini.
- Dans [Marconi - 2007], les auteurs présentent au début un modèle d'un hélicoptère miniature basé sur les équations de Newton Euler et considérant l'hélicoptère comme un corps rigide. A partir de ce modèle, les auteurs proposent la conception d'un contrôleur non-linéaire qui prend en compte les incertitudes caractérisant les paramètres physiques et aérodynamiques du système.

Il existe encore un nombre important de travaux focalisés sur la modélisation et la commande des drones. Nous n'avons pas retenu ces cas d'application et ce type de modélisation : celle-ci correspond à une modélisation type "boîte noire" ou à une approche simplifiée pour laquelle l'hélicoptère est généralement considéré comme une unique masse rigide soumise à des efforts aérodynamiques représentés par un torseur équivalent. La commande associée est généralement basée sur les approches de contrôle classiques nécessitant un lourd développement mathématique. Pour conclure, ce type de modélisation peut être qualifié de modélisation globale, et la méthode de contrôle associée, de commande globale. Ces méthodes ne peuvent s'appliquer sur les hélicoptères des grands industriels que pour les aspects liés au suivi de trajectoire. De constitution beaucoup plus complexe, la modélisation de ces appareils nécessite la prise en compte des fortes interactions entre les sous-systèmes qui le composent.

Les différents types d'hélicoptères (drones, hélicoptères des petits et des grands industriels), sont sources de phénomènes dynamiques difficiles à maîtriser qui peuvent être récurrents. Les petits industriels investissent beaucoup dans l'expérimentation pour la conception de leurs produits. Quant aux grands industriels, la modélisation et la conception de leurs produits sont basées sur plusieurs années d'expérience à optimiser le produit. Ils investissent ainsi au long des années dans le développement de logiciels de simulation spécifiques et dans des activités de recherche dédiées à l'étude des phénomènes de couplage industriellement récurrents. Ces phénomènes sont essentiellement liés aux couplages souvent mal maîtrisés entre sous-systèmes tels que le couplage entre l'air, la

structure et le système de commande ou encore le couplage entre la structure et le rotor. Parmi les phénomènes les plus connus on trouve le "Pilot Induced Oscillation (PIO)" ou le "Rotorcraft Pilot Coupling (RPC)", la "Résonance Air (RA)" et la "Résonance Sol (RS)". Pour remédier à ces problèmes, les solutions apportées sont ponctuelles. Lorsqu'un hélicoptère est conçu, des essais en vol sont réalisés en fin de développement pour tester le produit. Lors de ces essais, des problèmes (PIO, RA, RS...) peuvent apparaître et dans ce cas les solutions apportées sont adaptées à chaque modèle d'hélicoptère. Ces solutions peuvent être qualifiées de "patches" car elles consistent en un ajout d'éléments spécifiques pour apporter une solution locale à chaque problème constaté, sans systématiquement mener un raisonnement global qui pourrait mettre en évidence des solutions plus optimales du point de vue énergétique comme de celui du nombre d'éléments mis en œuvre. Ceci conduit à l'augmentation du nombre d'éléments dans le système. Nous citons quelques exemples de ce type de solutions :

- l'adaptation des lois de pilotage ;
- l'introduction de vérins de stabilisation, d'amortisseurs, de systèmes antivibratoires, de filtres, etc.

Avec un raisonnement plus global, nous pourrions par exemple envisager d'apporter des solutions basées sur l'utilisation d'éléments préexistants.

L'hélicoptère de la catégorie "grand constructeur" est un système assez complexe, pour diverses raisons mentionnées précédemment (I.2). De plus, il est composé d'une structure tournante et d'une structure porteuse. La portance permettant le vol de l'appareil est obtenue par l'intermédiaire des efforts aérodynamiques sur les pales du rotor principal et arrière ainsi que, de façon mineure, sur les plans fixes. Le pilote contrôle et manipule cette portance à travers une chaîne de commande afin de produire un déplacement de l'appareil dans toutes les directions.

La Figure I.5 illustre la complexité de l'hélicoptère en soulignant une superposition de différents comportements (aérodynamique, mécanique, hydraulique, électrique, ...) et les interactions entre plusieurs sous-systèmes.

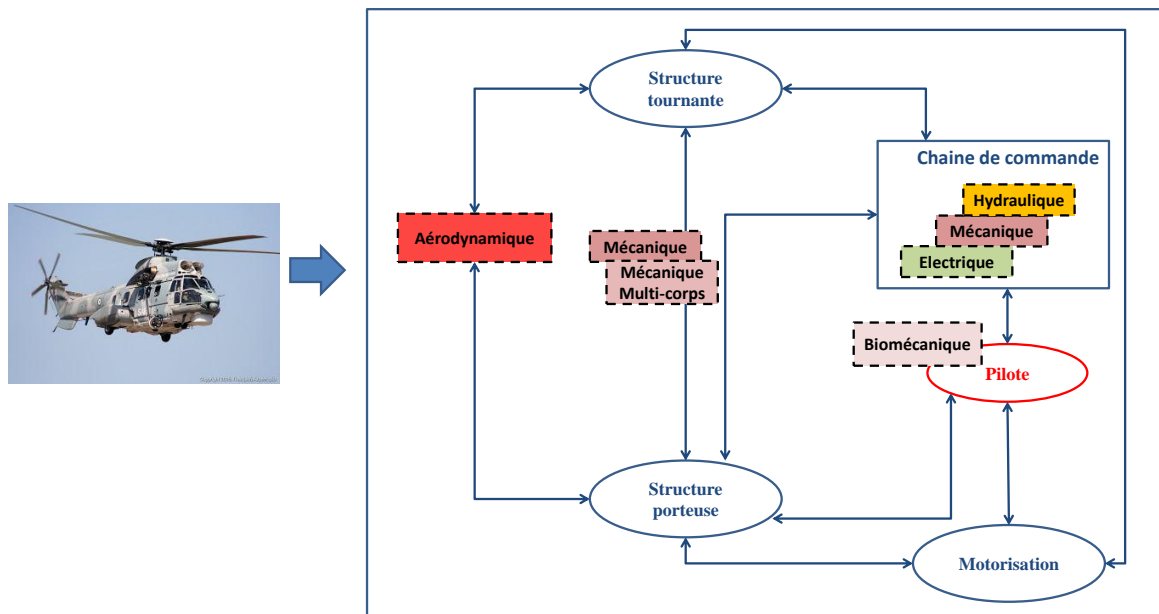


Figure I.5 - Complexité du système hélicoptère

Il existe plusieurs activités de recherche autour de l'application hélicoptère. La Figure I.6 montre la répartition dans le monde des principaux laboratoires ou institutions qui travaillent sur des thématiques autour de cette application [Sites institutions]. Ces derniers sont souvent en forte collaboration avec les grands industriels, tels qu'Eurocopter, Bell, Agusta et Sikorski.

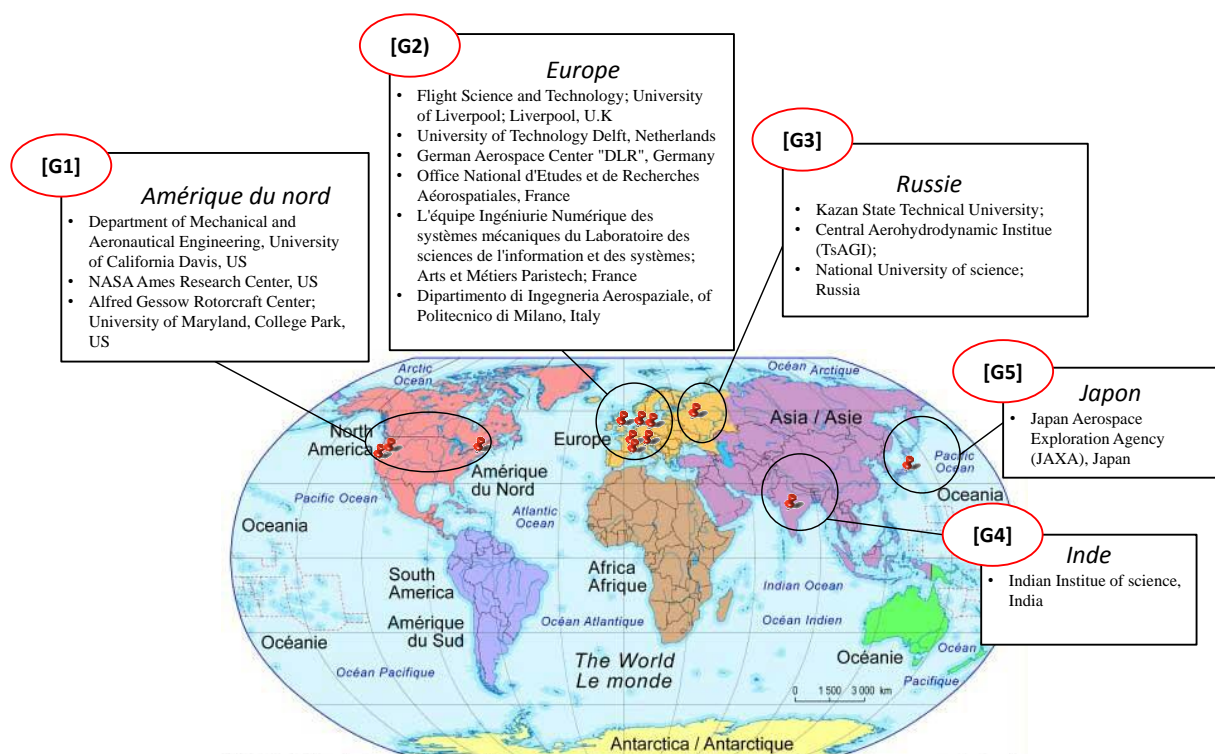
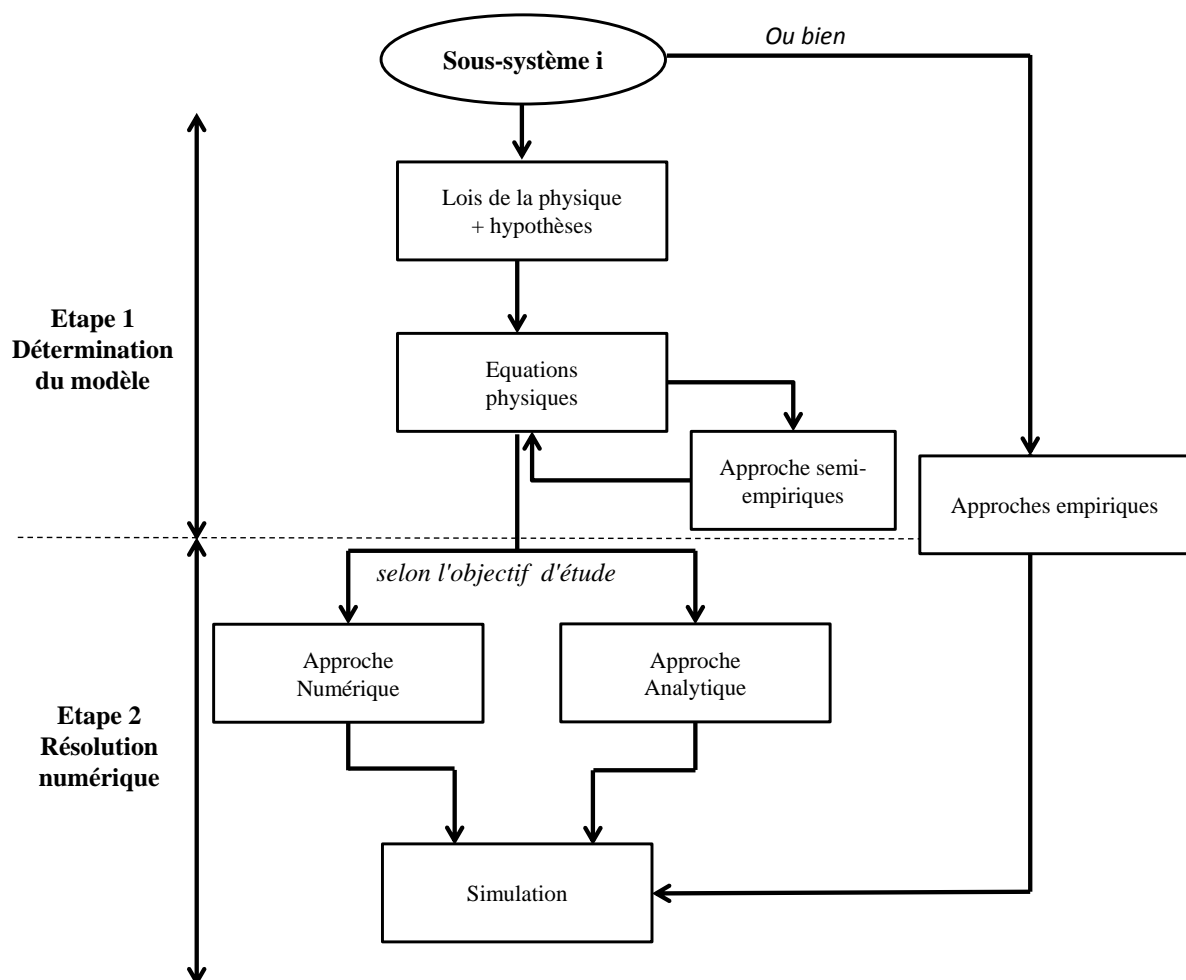


Figure I.6 - Institutions dont les activités de recherche portent sur les hélicoptères

Nous constatons que les travaux de recherche sur les hélicoptères sont essentiellement menés par une communauté scientifique spécifique à l'application publiés dans des forums spécialisés tels que l'ERF (European Rotorcraft Forum) et les conférences et revues de l'AHS (American Helicopter society). Généralement, ces travaux portent sur des modèles de comportement de sous-systèmes de l'hélicoptère ou de connaissance des phénomènes aérodynamiques et apportent des solutions à des problèmes spécifiques.

Pour positionner les outils et méthodes utilisés pour ces travaux, il est nécessaire de faire un bilan des méthodes qui existent pour la modélisation et l'analyse des différents sous-systèmes de l'hélicoptère. Il s'agit d'une concaténation de différentes approches en fonction de la nature du sous-système considéré et de la précision requise pour un objectif d'étude. La Figure I.7 présente les étapes de modélisation des sous-systèmes de l'hélicoptère en montrant les différentes démarches utilisées.



**Figure I.7** - Bilan des étapes et approches de modélisation des sous-systèmes de l'hélicoptère

La première étape de modélisation est toujours la même. Il s'agit de la détermination des équations du sous-système considéré à partir des lois fondamentales de la physique. Ensuite, la deuxième étape consiste en la résolution numérique de ces équations pour la simulation. Lors des deux étapes de modélisation, on distingue trois types d'approches qui sont utilisés selon l'objectif d'étude.

- Les approches numériques pour traiter les structures déformables comme le fuselage et les pales (modèles à éléments finis mécaniques) et pour traiter les interactions fluide-structure (Computational-Fluid Dynamics).
- Les approches analytiques pour l'analyse du comportement dynamique des différents sous-systèmes (électriques : moteurs, vérins ; mécaniques multicorps : rotors ; hydrauliques : servocommandes ; biomécanique : pilote) et définir les structures de commande si nécessaire.
- Les approches empiriques et semi-empiriques basées sur l'expérimentation pouvant être utilisées à différentes étapes de la modélisation. Les approches semi-empiriques consistent à ajouter des paramètres empiriques qui permettent le recalage entre la théorie et l'expérimentation. Les approches empiriques exploitent uniquement des informations issues de l'expérimentation (exemple : les essais en vol) et peuvent être directement utilisées en simulation numérique.

Pour la deuxième étape, plusieurs logiciels peuvent être utilisés. Il existe des logiciels "universels", utilisés pour plusieurs domaines d'application et de la physique tels que Catia, Matlab, Mathematica ou les solutions proposées par LMS (Virtual.Lab, Imagine.Lab), et des logiciels spécifiques à l'hélicoptère sont développés par les grands industriels hélicoptéristes, avec une approche consistant à intégrer un maximum de fonctions de simulation (approche par intégration). Les logiciels spécifiques à l'hélicoptère les plus connus sont HOST et CAMRAD II [Johnson - 2013].

Dans ces travaux de thèse, nous nous intéressons aux approches de modélisation analytiques. A ce niveau, nous remarquons que, pour les gros hélicoptères, la modélisation des sous-systèmes (rotors, chaîne de commande, etc) se fait séparément et que la connaissance des interactions entre ces éléments est insuffisante pour permettre l'analyse et la compréhension de phénomènes impliquant des couplages énergétiques entre sous-systèmes. Tout ceci, nous ramène à la nécessité d'avoir une approche de modélisation globale du système.

Dans un contexte d'approche d'analyse globale, les travaux du projet CREATION de l'ONERA visent le développement d'une chaîne de calcul multidisciplinaire et multiniveau dédiée à l'évaluation des performances de concepts d'appareils à voilures tournantes y compris les hélicoptères des grands industriels [Tremolet - 2012 ; Basset - 2012]. L'objectif est que cette plateforme permette de simuler le concept d'appareils quel que soit le niveau de détail connu, disponible, pour la description de ses sous-systèmes. Les trois principaux niveaux de modélisation définis sont :

- des descriptions statiques et sur la base de bilans de puissance (PB, Power Balance) ;
- des modélisations analytiques de la mécanique du vol (AFM, Analytical Flight Mechanics) ;
- des modélisations numériques de la mécanique du vol (NFM, Numerical Flight Mechanics).

Ces travaux semblent être dans une optique proche de celle adoptée par les grands hélicoptéristes pour le développement de leur logiciel spécifique. Ces approches par intégration de modélisations fonctionnelles n'intègrent pas toujours les aspects dynamiques et ne conservent pas systématiquement les liens d'énergie entre sous-systèmes.

Pour conclure, peu ou pas d'approches énergétiques, multiphysiques et globales ont été utilisées ou développées pour la modélisation des hélicoptères "poids lourds industriels". C'est dans cette perspective de développement de modélisations d'hélicoptères, complémentaires à celles existantes, que s'inscrivent ces travaux de thèse : des modélisations qui permettent de supporter des activités de conception d'analyse et de contrôle.

### *I.3.2. Approches globales pour d'autres applications*

Dans d'autres domaines et pour d'autres cas d'application que l'hélicoptère, des approches de représentation et de modélisation globales existent. Il s'agit d'utilisation d'outils graphiques de représentation, qui apportent une organisation aux modèles et qui permettent de servir de support lors de la conception des systèmes et de la structuration de leur commande. Ces formalismes graphiques qui ont été utilisés en application à des systèmes complexes multiphysiques, proposent des représentations systémiques globales. Nous citons, quelques exemples de ces travaux :



- Dans [Verhille - 2007], l'auteur traite la modélisation et la commande d'un système de traction du métro VAL 206. Il s'agit d'un système électromécanique complexe, appartenant à la famille des systèmes "Multi-machines Multi-convertisseurs" (SMM). L'auteur propose une approche de représentation systémique et globale pour ce système, basée sur la Représentation Energétique Macroscopique (REM). La REM globale obtenue donne une vision détaillée des éléments du système en respectant le principe de la causalité intégrale et tout en mettant en relief les couplages de différentes natures (électriques, magnétiques et mécaniques) ainsi que les non-linéarités (jeux mécaniques dans les réducteurs de vitesse et la loi de contact roue-sol). A partir de cette représentation, des structures de commande sont proposées. Pour cela une démarche systématique, basée sur l'inversion pas à pas des causalités des processus, a été utilisée. Cette dernière permet de mieux respecter les contraintes physiques du système tout en mettant l'accent sur les choix effectués. Finalement, les nouvelles structures de commande obtenues dans ce travail conduisent à une amélioration des performances dynamiques par rapport à l'existant, et apportent des solutions aux problèmes de robustesse du système.
- Dans [Niesner - 2005], l'auteur s'intéresse aux applications automobiles. Il propose un modèle complexe d'un véhicule prenant en compte 14 degrés de liberté. Il utilise le formalisme graphique bond graph, pour la construction d'un modèle incertain. L'objectif de ces travaux de recherche et de l'utilisation ce formalisme graphique consiste en l'étude de l'influence des incertitudes paramétriques (variations de la masse, de la position du centre de gravité, de la vitesse longitudinale et de l'adhérence du revêtement routier) sur le comportement dynamique du véhicule. L'outil bond graph est utilisé afin de faciliter la modélisation, la détermination de la sensibilité à l'incertitude paramétrique et, d'une manière générale, l'analyse.

Il existe d'autres cas d'application pour lesquels ces outils sont utilisés en approche de représentation systémique pour des objectifs de modélisation, d'analyse et de commande. On les retrouve par exemple appliqués dans le domaine des énergies renouvelables, pour des éoliennes, des panneaux photovoltaïques et des piles à combustible, ou encore dans le domaine de l'automobile pour les véhicules électriques.

Certes, ces différents systèmes sont également complexes de par leur aspect multiphysique et l'existence de plusieurs couplages de natures différentes, mais ils

restent très différents du cas des hélicoptères. En effet, ce qui rend ce dernier plus complexe est l'aspect multidimensionnel difficile à simplifier, ainsi que les interactions aérodynamiques qui sont souvent difficiles à appréhender. Néanmoins, l'utilisation de tels outils pour ces systèmes de transports terrestres (ferroviaire, automobile) permet d'espérer une application tout aussi intéressante aux hélicoptères. L'intérêt de ces outils est essentiellement basé sur l'exploitation de leurs propriétés graphiques, tant pour l'organisation des modèles que pour leur analyse. Cependant, contrairement à la plupart des cas d'application de la littérature, la modélisation d'un appareil à voilure tournante tel que l'hélicoptère ne peut être simplifiée et ramenée à l'étude d'un système monodimensionnel.

Dans ce contexte, ces travaux de thèse ont été lancés pour étudier le potentiel des outils de représentations graphiques en application aux hélicoptères en réponse aux besoins suivants :

- apporter un aspect méthodologique pour la modélisation de ce type de système ;
- analyser leur potentialité pour comprendre et maîtriser les phénomènes d'instabilité engendrés par des couplages mal maîtrisés entre sous-systèmes ;
- étudier la potentialité de la méthode pour l'amélioration des systèmes de commande.

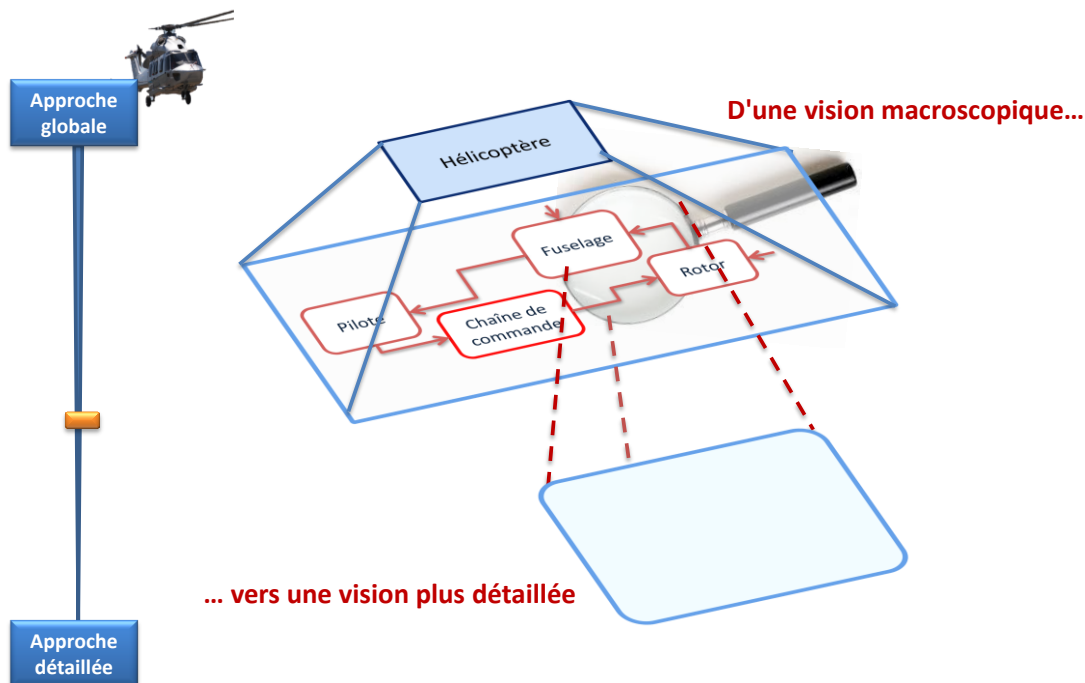
Ces travaux devraient permettre à la fois d'apporter des outils méthodologiques à la communauté des hélicoptères, et l'application aux communautés développant ces outils.

### *I.3.3. Objectifs*

Pour parvenir à répondre aux besoins présentés précédemment, nous nous sommes fixés plusieurs objectifs :

- Un premier objectif, plutôt général et méthodologique, consiste en une réflexion sur l'approche de représentation en se basant sur les formalismes graphiques. Dans un premier temps, nous souhaitons proposer une vision globale du comportement dynamique de l'hélicoptère pour une meilleure compréhension en vue du contrôle de son attitude. L'idée est d'avoir une approche de représentation multiniveau qui laisse la possibilité d'aller d'un besoin global à l'intégration du comportement des composants (Figure I.8).
- Un deuxième objectif consiste à reproduire par la simulation les conditions d'apparition de l'un des phénomènes de couplage spécifiques à certains

hélicoptères, en zoomant sur une partie de l'hélicoptère, afin d'apporter des éléments de validation du modèle développé.



**Figure I.8** - *Objectif d'une approche de représentation multiniveau de l'hélicoptère*

Afin de répondre à ces objectifs, une partie importante des travaux est consacrée à une recherche bibliographique sur les différents outils de représentation multiphysique existants, pour étudier quels sont ceux qui correspondent le mieux à nos objectifs. Une autre partie est consacrée à l'application des outils retenus pour la proposition de la représentation multiniveau.

## I.4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les premiers verrous scientifiques identifiés et les objectifs fixés dans le cadre du projet de la chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes". En effet, les travaux de cette thèse constituent les premiers pas de ce projet et sont centrés sur la modélisation et la représentation des hélicoptères des grands industriels, dans le domaine de la mécanique de vol.

Dans ce cadre, notre intérêt s'est porté sur la complexité du système liée à la multiplicité de sous-systèmes en fortes interactions ainsi qu'à la superposition de différents comportements physiques tels que mécaniques, électriques, hydrauliques, aérodynamiques. La multiplicité des sous-systèmes dans l'hélicoptère, chacun

associé à des domaines différents de la physique, implique généralement l'emploi de plusieurs types de modélisation. La réunion de ces modèles n'est alors pas chose aisée, ce qui complique l'analyse du système dans sa globalité.

Le besoin d'une approche de modélisation qui soit la plus globale possible nécessite la réflexion sur une représentation multiphysique afin de faciliter le transfert d'informations entre équipes. Il est aussi nécessaire d'avoir une vision plus ou moins détaillée sur les différents sous-systèmes qui composent l'hélicoptère ainsi que leurs interactions. Ainsi, l'idée d'envisager plusieurs niveaux de représentation pour permettre d'aller d'une vision globale vers une vision locale, est intéressante.



## *Chapitre II*

# *Quels outils de représentation pour quels objectifs*

---

Le développement de systèmes mécatroniques de plus en plus complexes et le besoin de les analyser dans leur globalité ont joué en faveur de l'apparition d'outils de représentation multiphysique. Ces outils qui permettent une formalisation graphique unifiée des systèmes quels que soient les domaines de la physique abordés, offrent une organisation des modèles facilitant ainsi l'analyse et la simulation de ce type de systèmes.

Dans le cadre du projet de la chaire "Dynamique des Systèmes Mécaniques Complexes", les travaux de recherche sont centrés sur la méthodologie de maîtrise de la dynamique des systèmes tels que les hélicoptères. Dans ce chapitre, nous abordons une réflexion sur les outils de représentation qui présentent un intérêt pour une modélisation énergétique multiniveau d'un hélicoptère.

Dans la première partie du chapitre, un bilan des outils de représentation multiphysique existants est présenté. Dans ce contexte et par rapport aux objectifs présentés dans le premier chapitre, le bond graph (BG), le multibond graph (MBG) et la Représentation Énergétique Macroscopique (REM) sont retenus.

Dans la deuxième partie du chapitre, nous proposons une approche visant une exploitation complémentaire des outils retenus pour la modélisation et la commande d'un système.

## *II.1. Etat de l'art des outils de représentation multiphysique*

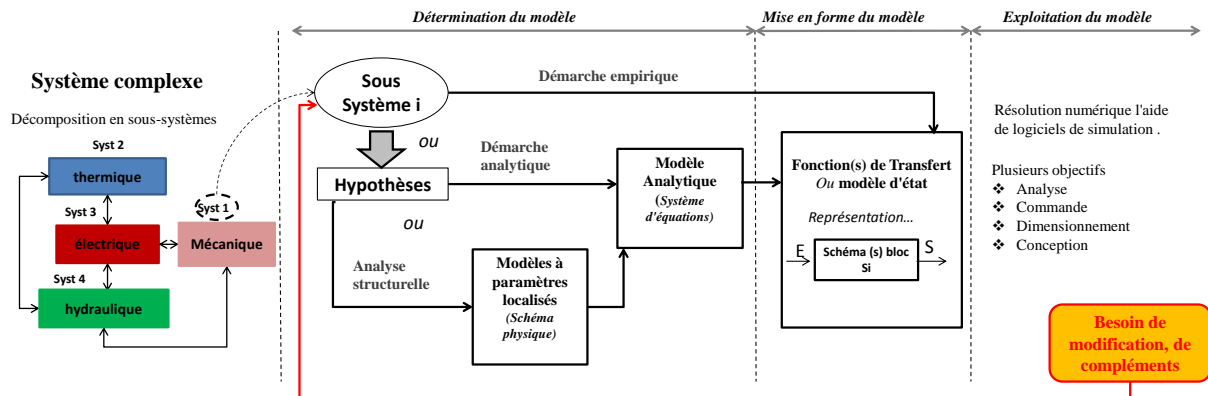
Les outils de représentation graphique sont tout d'abord définis dans cette partie. Cette étape est nécessaire pour comprendre leur intérêt et ce que l'on veut exploiter de leur utilisation, pour la modélisation d'un système complexe tel que l'hélicoptère. Ensuite, un bilan des outils existants est présenté de manière à mettre en évidence quels sont ceux qui correspondent le mieux à nos objectifs.

### *II.1.1. Qu'est-ce qu'un outil de représentation ?*

La modélisation est une étape du processus de conception. Lorsqu'il s'agit d'un système complexe multiphysique, cette étape n'est pas sans difficulté à cause de la complexité inhérente au système à concevoir et de la multidisciplinarité des équipes qui doivent coopérer pour la conception de tels systèmes [Amerogen - 2003 ; Dieterle - 2005]. En effet, il existe plusieurs critères pour considérer qu'un système est complexe (Chapitre I.2). Pour ces travaux, nous nous intéressons à la complexité liée à la multiplicité de sous-systèmes en fortes interactions et à l'aspect multiphysique du système. Pour la modélisation de ce type de systèmes, deux approches peuvent être retenues de la littérature.

*La première approche de modélisation* est la plus commune et consiste à obtenir un modèle sous forme de fonctions de transfert [Amerogen - 2003]. Un moyen d'y parvenir consiste tout d'abord à analyser la physique du sous-système. Il s'agit d'en effectuer une analyse structurelle pour obtenir une décomposition en éléments simples, correspondant par exemple aux éléments d'un modèle à paramètres localisés (masse, ressort, etc). A partir de cette analyse, les équations de comportement peuvent être déterminées. Ensuite, pour le sous-système considéré, une ou plusieurs fonctions de transfert globales sont généralement retenues pour décrire les fonctions principales du sous-système. Ces fonctions de transfert peuvent être représentées sous la forme d'un ou plusieurs schémas blocs. Elles sont exploitées ensuite pour atteindre plusieurs objectifs : par exemple l'analyse du comportement du sous-système pour l'élaboration de la commande ou encore l'identification expérimentale et le dimensionnement. Cette étape se fait souvent à l'aide d'outils de simulation numérique. Les différentes étapes de cette première approche sont illustrées par la Figure II.1. Lors des dernières opérations, les liens entre les paramètres des fonctions de transfert globales et les paramètres physiques du système peuvent être perdus. En effet, la traçabilité des hypothèses prises, des calculs

effectués, ou encore des conditions d'identification peut facilement être perdue dans un contexte industriel, particulièrement dans le cas d'entreprises comportant de nombreux services et potentiellement confrontées à une rotation fréquente de ses personnels.



**Figure II.1** - Approche de modélisation par fonctions de transfert d'un système complexe

Cette première approche de modélisation peut être décrite comme une approche informationnelle car elle offre des informations sur les relations entre signaux d'entrée et signaux de sortie (par exemple entre un déplacement d'une entrée de commande et le déplacement de la sortie correspondante). Ce type d'approche donne une vision essentiellement mathématique du système [Dieterle - 2005] et induit une perte de la signification physique des paramètres dominants (gains statiques, pulsations de résonance, amortissements, ...) [Amerogen - 2003], et par conséquent une perte des liens de causalité et des transferts énergétiques entre les éléments du système. En effet, la représentation sous forme d'une fonction de transfert permet de décrire les liens d'action entre les éléments mais, les liens de réaction ne sont pas systématiquement pris en compte car ils ne correspondent pas toujours à l'une des fonctions principales recherchées pour le sous-système considéré. Pour cette raison, des ingénieurs travaillant dans des disciplines différentes et pour des objectifs de conception et de structuration de commande de systèmes complexes multiphysiques ont besoin de représentations complémentaires à l'approche de modélisation présentée ci-dessus : une représentation qui permette de préserver le lien avec les paramètres physiques du système, se basant sur un langage de description énergétique unifié dans tous les domaines de la physique, et donnant ainsi une lisibilité structurelle du système et une visibilité sur les transferts de puissance entre éléments [Borutzky - 2009].

Dans ce contexte, des outils de représentation multiphysique ont été développés. Ils correspondent à une étape intermédiaire entre le schéma physique ou



le modèle mathématique et l'étape de simulation numérique. Ils sont construits selon une approche systématique et unifiante basée sur la notion de causalité et la représentation des fonctions énergétiques [Dauphin - 1999 ; Bouscayrol - 2003]. Ils permettent ainsi une organisation de modèles, sous forme graphique, décrivant le comportement dynamique tout en mettant en évidence les couplages et les transferts d'énergie entre les éléments du système.

Ils sont choisis selon l'objectif pour :

- faciliter l'analyse ou, si nécessaire, la modification du modèle en cas de besoin,
- réaliser la conception ou l'amélioration de la commande ;
- guider le concepteur et faciliter la communication entre des ingénieurs de disciplines différentes.

*La seconde approche de modélisation* peut être définie comme complémentaire à la première en incluant une étape intermédiaire de représentation graphique multiphysique (Figure II.2). Cette représentation, issue d'une analyse structurale, permet de conserver la structure du système modélisé et de garder la traçabilité des hypothèses choisies. Elle facilite ainsi le retour sur ces éléments en cas de besoin de modification du modèle ou d'ajout de nouveaux éléments.

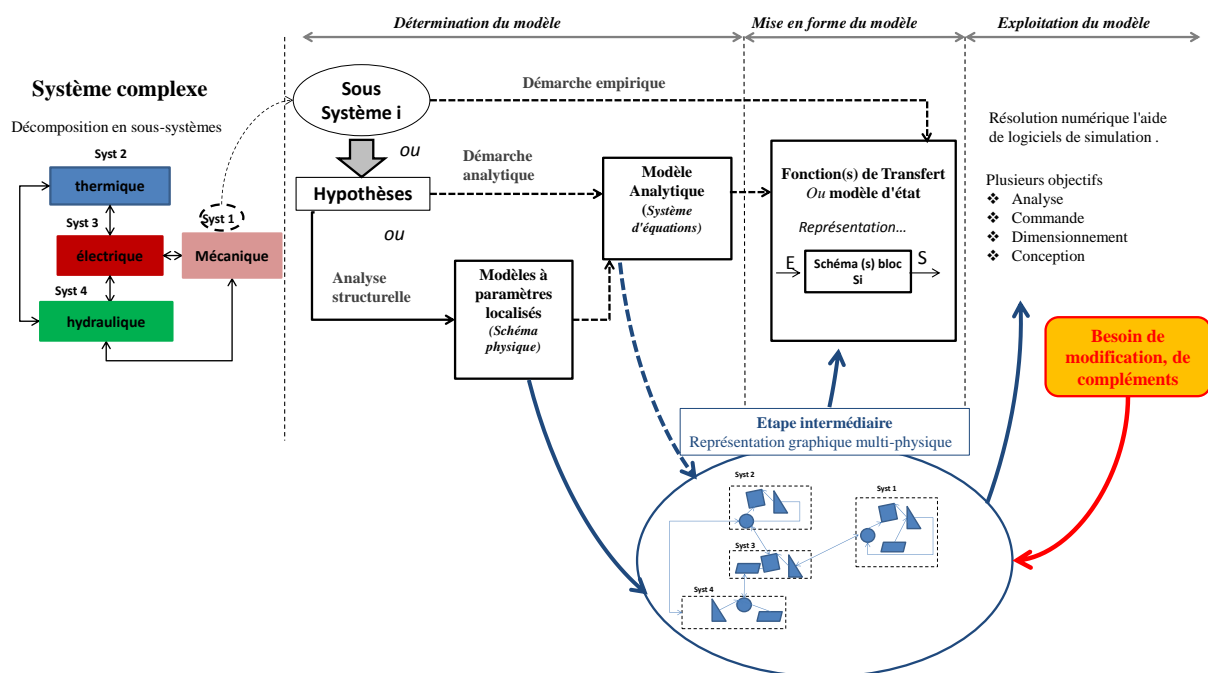


Figure II.2 - Approche de modélisation multiphysique de systèmes complexes

### II.1.2. Quels outils de représentation pour l'hélicoptère ?

Les outils de représentation multiphysique (Figure II.3) ont été développés depuis les années 50 pour des objectifs différents, mais ont néanmoins tous un point commun : par définition, ils utilisent un langage unifié pour tous les domaines de la physique [Gomand - 2008].

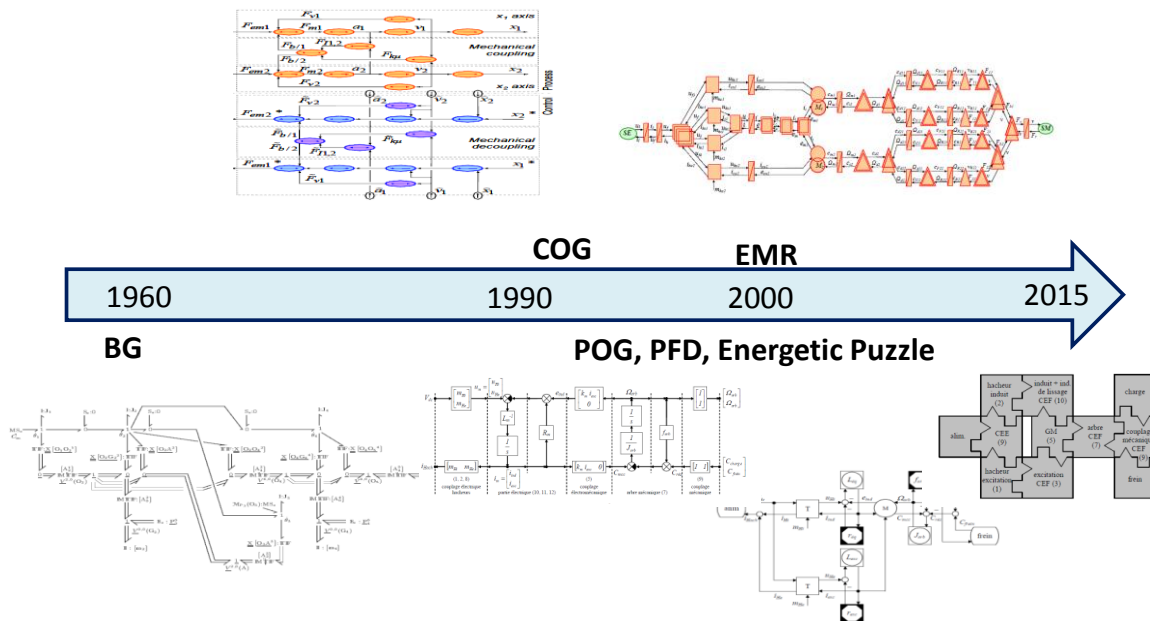


Figure II.3 - Les outils de représentation multiphysique

Dans cette partie, nous présentons un bilan des outils de représentation multiphysique existants. S'il existe plusieurs travaux [Gomand - 2008 ; Lhomme - 2007 ; Lhomme - 2008] dans lesquels les auteurs présentent et comparent ces outils dans l'objectif de positionner un outil présélectionné pour l'étude parmi d'autres outils aux caractéristiques plus ou moins similaires, l'objectif ici est différent : il s'agit de les présenter tout en mettant en évidence les avantages et/ou les limites par rapport à nos besoins qui ont été présentés dans le premier chapitre.

Les critères de choix sont ainsi définis en fonction des objectifs autour de l'application des systèmes complexes tels que l'hélicoptère. Nous recherchons des outils qui permettent :

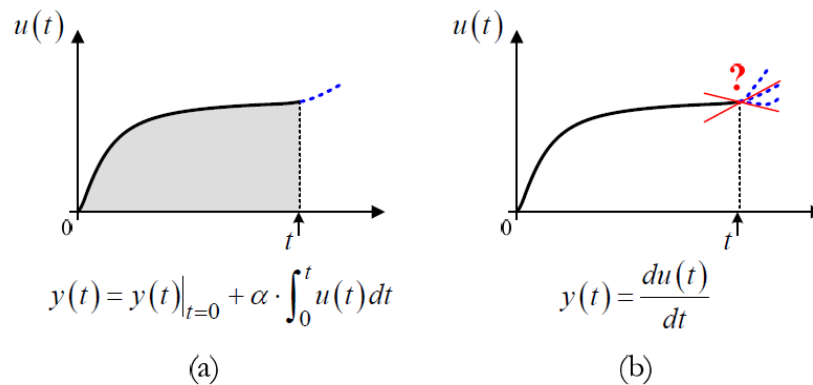
- une représentation multiniveau ;
- de supporter la modélisation (méthode) ;
- la structuration de la commande ;
- la représentation des systèmes multidimensionnels.

### *II.1.3. Le bond graph et le multibond graph*

Le bond graph a été développé au début des années 1960 au Massachusetts Institute of Technology (MIT) pour la conception et la modélisation des systèmes de puissance [Karnopp - 2000 ; Paytner - 1961]. Dans un modèle bond graph (BG), le flux énergétique entre deux éléments est décrit par une connexion bidirectionnelle (demi-flèche), appelée "bond", portant les deux variables de puissance (effort et flux). Le langage BG définit des éléments spécifiques qui correspondent aux principaux processus énergétiques [Dauphin - 2000]. L'ensemble de ces éléments est présenté dans l'Annexe A.

Dans la méthodologie BG, la première étape consiste en une analyse fonctionnelle du système pour obtenir un BG à mots. Il s'agit d'une décomposition du système en sous-systèmes et de la définition de leurs différentes interactions entre eux [Dauphin - 2000]. Ensuite, une analyse phénoménologique est effectuée, c'est-à-dire une description détaillée de chaque sous-système (basée sur les phénomènes physiques de transformation de puissance entre les éléments du sous-système), ce qui ramène à un modèle BG plus détaillé. Finalement, une analyse causale (affectation de la causalité) est faite et permet d'obtenir un modèle BG causal. Il s'agit de montrer le lien de cause à effet entre les variables. Lorsqu'il s'agit d'éléments accumulateurs d'énergie, la causalité peut être représentée sous une forme dérivée ou une forme intégrale. Cependant, à un instant  $t$  donné si l'intégrale d'un signal  $u(t)$  peut être connue avec précision en ne faisant appel qu'à son évolution passée et présente (Figure II.4.a), la dérivation de ce signal à ce même instant nécessite la connaissance de son évolution future (Figure II.4.b). Or, l'évolution de toute grandeur physique ne peut être que la conséquence d'événements passés ou présents. Ainsi, l'opération de dérivation n'est qu'un concept mathématique et se trouve être impropre à la description naturelle d'un processus d'accumulation. Le lien naturel de causalité entrée-sortie d'un processus accumulateur ne peut donc être que de type intégral [Gomand - 2008].

Dans la méthode BG, l'affectation de la causalité se fait en s'appuyant sur une procédure et en respectant des règles spécifiques [Borutzky - 2009 ; Dauphin - 1999] (Annexe A). Pour cela, la causalité intégrale est préférentielle, mais dans certains cas, des conflits de causalité apparaissent et par conséquent des éléments accumulateurs doivent être représentés en causalité dérivée. En fonction des hypothèses de modélisation choisies lors de l'analyse structurelle, l'utilisation de la causalité dérivée est parfois rendue nécessaire. Un exemple est donné dans [Dauphin - 2000] sur la base d'un système mécanique.



**Figure II.4** - Illustration des concepts de causalité [Gomand - 2008] intégrale (a) et dérivée (b)

A partir du BG, la représentation d'état du système est déterminée et la commande globale est élaborée par la suite. Un modèle BG peut également être utilisé pour déterminer un modèle inverse à l'aide d'un BG dit "bicausal" [Fotsu - 1996] afin de générer un signal de commande à partir d'un objectif de trajectoire de sortie. [Junco - 2002] en donne un exemple d'application.

L'outil BG, en utilisant le BG à mots en première approche, offre la possibilité de passer d'une description macroscopique vers une représentation de plus en plus détaillée selon l'objectif. Il permet ainsi de répondre en partie au besoin d'une représentation multiniveau. De plus, il offre des méthodes d'analyse des propriétés structurelles comme la commandabilité et l'observabilité, nécessaires préalablement à l'établissement de lois de commande. Ces techniques sont basées sur une analyse graphique, utilisant les concepts de causalité et de chemins et boucles causaux [Dauphin - 2000 ; Borutzky - 2010]. Un autre point intéressant de l'outil BG se situe au niveau de l'existence de logiciels spécifiques pour la construction, la simulation et l'analyse de modèles. On citera par exemple 20-sim [20-sim - 2013].

#### *Applications industrielles du BG :*

Le BG est utilisé dans différentes applications industrielles, principalement dans le domaine automobile (par exemple pour la modélisation et la commande de boîtes de vitesse automatiques [Dauphin - 1999], de suspensions de voiture [Margolis - 2000], etc.), mais aussi dans le domaine de l'aéronautique (par exemple pour la modélisation, la commande et le dimensionnement d'une gouverne d'aileron d'un avion) et dans le domaine des énergies renouvelables. Toutefois, le BG avec une forme monodimensionnelle semble insuffisant pour aborder la modélisation des hélicoptères, plus complexe que les systèmes de transport terrestre (Chapitre I.3.2). La différence figure dans la difficulté de simplifier l'aspect multidimensionnel à un

cas monodimensionnel pour l'étude du système. En effet, l'utilisation de la représentation BG sur un tel système multicorps complexe est possible, mais elle conduit à un graphe complexe et peu lisible, ce qui réduit les avantages méthodologiques recherchés.

Le BG a été développé au début avec une forme scalaire, c'est-à-dire avec des liens monodimensionnels entre les éléments, représentés par des demies flèches simples (bonds), associés à deux variables scalaires de puissance (variable d'effort "e" et de flux "f"). Plus tard, cette méthode a été étendue à une forme vectorielle, appelée "multibond graphs" (MBG), pour traiter les systèmes multicorps. Dans la forme vectorielle, les liens simples sont remplacés par des multiliens, représentés par des flèches en trait double, portant des vecteurs de flux ( $\vec{f}$ ) et d'efforts ( $\vec{e}$ ). En effet, la méthode BG avec une forme scalaire présentée précédemment, peut être appliquée aux systèmes multicorps. Cependant, pour des systèmes complexes, une telle représentation devient vite très compliquée pour rester utile, et son aptitude à offrir une vision structurelle globale du système est perdue. Par exemple, [Zhao - 2012] propose un modèle BG scalaire d'un système multidisciplinaire non linéaire impliquant la dynamique d'un système multicorps, d'un actionneur hydraulique et d'un contrôleur électronique. Par souci de clarté et d'efficacité, les auteurs entendent, dans leurs travaux futurs, convertir le modèle BG scalaire en une représentation BG vectorielle MBG.

La méthodologie MBG peut être définie comme une extension du BG Scalaire classique. La notation multibond a été introduite dans [Bonderson - 1975], et a été améliorée ensuite par [Breedveld - 1985]. Dans cette dernière notation, les "bonds" sont étendus à des "multibonds" représentant les vecteurs d'effort et de flux, et les composants scalaires élémentaires (dissipations, accumulations, etc.) représentant les processus physiques fondamentaux sont étendus aux éléments multiports correspondants (Annexe A). Finalement, Tiernego et Bos proposent une approche systémique pour la représentation d'un solide en mouvement basée sur les équations de Newton-Euler [Tiernego - 1985]. Dans ce contexte, dans [Borutzky - 2010], l'auteur donne un bref historique de l'évolution de la méthode MBG. Ensuite, il décrit une librairie du multibond graph dans laquelle il présente l'approche de représentation systémique des solides en mouvement (à partir de [Tiernego - 1985]) et des différents types de liaisons mécaniques. La méthode est illustrée par l'exemple d'un pendule, montrant la mise en œuvre d'une représentation MBG d'un solide en mouvement associé à une liaison pivot.

Plusieurs autres personnes ont travaillé sur la représentation BG des systèmes multicorps. Dans [Marquis - 1997], l'auteur présente une synthèse bibliographique de ces travaux et les classifie en deux approches : une première approche analytique-graphique de Karnopp et Rosenberg, qui nécessite un développement analytique avant la construction du graphe, et une seconde approche plus générique qui correspond à la méthode MBG de Tiernego et Bos présentée précédemment. Ensuite, il propose une amélioration de la deuxième méthode MBG qu'il nomme "représentation bond graph privilégiée des systèmes mécaniques multicorps", qui permet d'appréhender au mieux les systèmes mécaniques cinématiquement bouclés. L'auteur appuie ses travaux par la représentation de plusieurs exemples de systèmes mécaniques multicorps (Robots, Pendule, machine à former, etc.).

L'hélicoptère est un système multicorps qui se déplace selon six degrés de liberté et l'utilisation d'une représentation multicorps est donc nécessaire. L'élaboration d'un modèle analytique prenant en compte la dynamique mécanique multicorps dans l'hélicoptère du point de vue global est une tâche complexe et n'est pas pratique lorsqu'il s'agit de manipuler ou modifier le modèle d'un tel système complexe. La deuxième approche MBG est donc plus intéressante, en offrant une procédure de construction systémique et générique des systèmes mécaniques multicorps et multidimensionnels. De même que pour le BG scalaire, un autre avantage de cette méthode figure dans l'existence d'outil spécifique, 20-sim, pour la structuration, la simulation et l'analyse des causalités. Dans la représentation MBG et lors de l'affectation de causalité, un trait de causalité est affecté pour les trois dimensions portées par un lien (multibond), ce qui a pour conséquence l'apparition plus fréquente d'éléments en causalité dérivée et de boucles algébriques. Des méthodes d'intégration ont été développées dans le logiciel 20-sim, permettant de traiter ces problèmes [Behzadjpour - 2006 ; Cacho - 2000].

#### *Applications industrielles du MBG :*

Plusieurs travaux de recherche montrent des applications et les avantages du multibond graph (MBG) pour différents objectifs. Borutzky [Borutzky - 2010] présente une brève étude du MBG incluant des références aux applications MBG, spécialement en industrie robotique et automobile. Quelques travaux récents peuvent être cités, par exemple :

- dans [Silva - 2010], les auteurs proposent une modélisation de la dynamique d'un véhicule électrique pour faciliter l'analyse et la compréhension du comportement dynamique ;

- dans [Vaz - 2004], les auteurs proposent une application du bond graph vectoriel à la modélisation d'une classe de prothèses de main.

Le multibond graph a aussi été appliqué à quelques applications intéressantes dans le domaine de l'aéronautique.

- Dans [Raju - 2010], les auteurs proposent un modèle de la dynamique d'un hélicoptère "quad-rotor" représenté en BG et en MBG. Ils présentent un modèle instable en boucle ouverte et proposent des contrôleurs en boucle fermée pour assurer la stabilisation de l'aéronef. Le quad-rotor est par la suite contrôlé à partir d'une position initiale de roulis, de tangage, de lacet et d'altitude, jusqu'à un état d'équilibre désiré. Dans cet article, le BG et le MBG ont été choisis pour faciliter la construction du modèle.
- Dans [Martinez - 2010], un modèle MBG d'un dispositif de positionnement d'une antenne de radar montée sur un avion de chasse est proposé. Le système étudié est composé de deux corps rigides et l'antenne, reliés par un joint de cardan. Les mouvements d'azimut et d'élévation de l'antenne sont contrôlés par des servocommandes. Le MBG a été appliqué à ce système pour sa capacité à intégrer différents domaines physiques (électrique, mécanique et système de commande) avec plusieurs degrés de liberté.

Les deux derniers exemples illustrent les avantages du MBG au travers d'applications aéronautiques. Le premier exemple considère l'aéronef comme un unique solide rigide en mouvement dont la position est contrôlée par quatre forces générées par les rotors. Le deuxième exemple expose un système plus complexe, représentant l'association de plusieurs sous-systèmes de différents domaines physiques. Comme exposé au chapitre précédent, le cas des hélicoptères des grands industriels est considéré comme différent de ces applications. La différence figure ici dans la difficulté de simplifier le modèle du système pour le ramener à un seul solide en mouvement. En effet si cette hypothèse de modélisation peut être suffisante dans le cas d'un drone tel que le "quadrotor" mentionné précédemment, elle n'est généralement pas adaptée aux hélicoptères, plus complexes et pour lesquels un nombre important de sous-systèmes et leurs interactions doivent être considérés. Par conséquent, l'utilisation du MBG dans le domaine aéronautique, nous laisse espérer une application intéressante aux les hélicoptères des grands industriels.

#### *II.1.4. Le POG, le PFD et le Puzzle Energétique*

D'autres outils de représentation énergétique ont été développés à la fin des années 90 : le Power Flow Diagram (PFD), le Puzzle Energétique et le Power Oriented Graph (POG). Ces formalismes permettent aussi de structurer les modèles en mettant en évidence les transferts de puissance, chacun avec une description graphique différente afin de mettre en évidence des caractéristiques particulières du système. Dans [Lhomme - 2007], l'auteur s'appuie sur un exemple de système électromécanique pour comparer ces outils par rapport au BG. Quelques points de cette étude sont retenus :

- Le POG met en évidence les flux énergétiques échangés entre les composants en utilisant une représentation vectorielle. L'utilisation de la causalité intégrale dans ce cas est préférentielle voire quasi-exclusive.
- Le PFD représente des flux de puissance en utilisant un lien pour chaque variable (de flux et d'effort). Cette représentation, riche en détails, facilite le calcul du rendement énergétique du système car les éléments dissipatifs sont mis en évidence. Ce point ne peut cependant pas être retenu comme spécificité de l'outil dans la mesure où les éléments "R" du BG offrent la même possibilité. L'utilisation de la causalité intégrale est exclusive pour le PFD.
- le Puzzle Energétique a été développé pour la conception des structures de conversion d'énergie dans le domaine du génie électrique. Il met en évidence les flux de puissance en utilisant un symbole pour la variable de flux et un symbole pour la variable d'effort. L'utilisation de la causalité intégrale est exclusive pour ce formalisme.

Chacun de ces formalismes met en évidence certaines propriétés physiques des systèmes, mais ils présentent tous des caractéristiques similaires au BG et restent limités par rapport à ce dernier, notamment du point de vue logiciel de simulation. De plus, aucune méthodologie permettant de concevoir l'architecture de commande n'a été développée en association avec ces formalismes. Ces outils (POG, PFD et Puzzles Energétique) ne seront pas retenus car l'objectif global des travaux consiste à apporter une meilleure compréhension du comportement dynamique du système, mais aussi de meilleures solutions de conception de commande.



### *II.1.5. Le GIC et la REM*

Dans les années 90, et plus tard dans les années 2000, d'autres outils ont été développés au Laboratoire d'Electrotechnique et d'Electronique de puissance de Lille (L2EP) pour répondre à un besoin de représentation causale physique dans le but de structurer la commande des systèmes [Hautier - 1999].

Tout d'abord, le Graphe Informationnel Causal (GIC) a été proposé pour organiser les variables énergétiques d'un assemblage d'objets dont on possède la connaissance fonctionnelle au sens énergétique, tout en respectant la causalité intégrale. Ces objets peuvent avoir différentes fonctions énergétiques : dissipation, accumulation, transformation ou conversion. Les entrées et sorties de chaque objet sont définies en fonction de sa propre causalité (interne) et aussi en fonction de la causalité fixée par les objets environnants auxquels il est associé (causalité externe). Grâce à ce respect de la causalité intégrale, le GIC donne une description du système tout en localisant les éléments accumulateurs, ce qui facilite la structuration de la commande en se basant sur des principes d'inversion directe et indirecte [Barre - 2006]. Cependant, ce formalisme reste limité par rapport à nos besoins car il correspond à une représentation de type signal et ne fait donc pas apparaître explicitement les transferts de puissances entre les éléments du système. Pour cette raison ce formalisme ne sera pas retenu.

Ensuite, un deuxième outil a été développé sur la base du GIC, suivant le même principe de représentation causale : la Représentation Énergétique Macroscopique (REM) [Bouscayrol - 2003]. La REM permet d'organiser les éléments du système de façon à faire apparaître explicitement les transferts de puissance en réunissant les variables de flux et d'effort à la manière du bond graph, tout en imposant le respect de la causalité intégrale naturelle, à la manière du GIC, pour faciliter la structuration de la commande par inversion [Bouscayrol - 2000].

#### *Applications industrielles de la REM :*

Cet outil a été exploité pour différentes applications industrielles, telles que le métro Val206 [Verhille - 2007], pour mettre en relief les divers couplages (électriques, magnétiques, mécaniques) et les phénomènes non-linéaire (jeux mécaniques, contact roue-sol) du système. La REM est également utilisée pour la structuration de commande de divers autres systèmes : dans le domaine de l'automobile et plus particulièrement des véhicules électriques et hybrides [Lhomme - 2005 ; Letrouve - 2009], dans le domaine des énergies renouvelables pour la gestion et la commande d'éoliennes [Bouscayrol - 2002 ; Bouscayrol - 2005], de panneaux

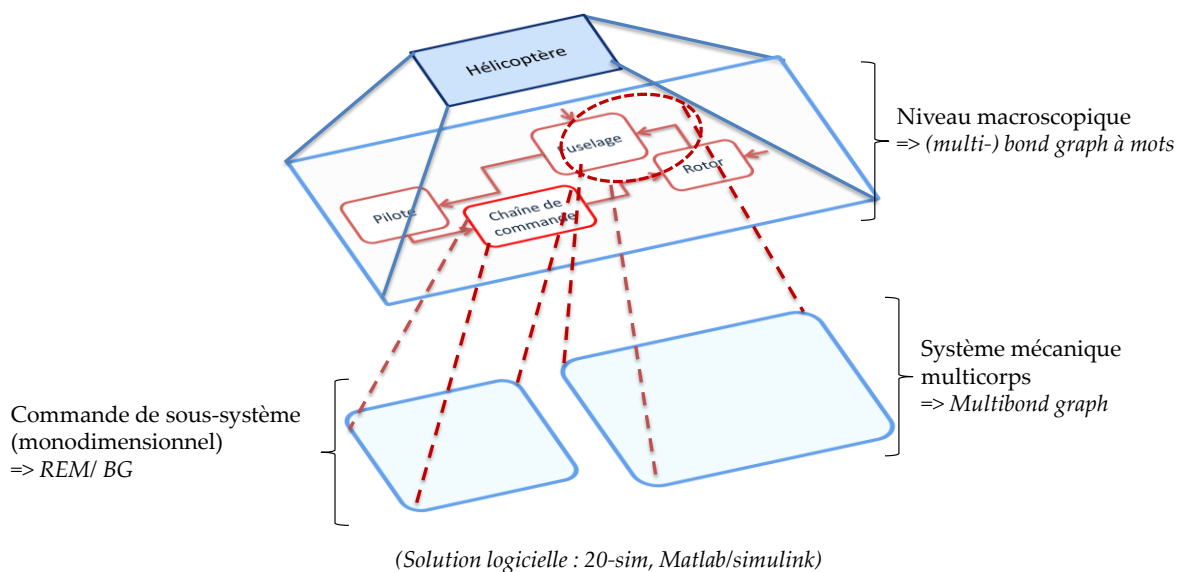
photovoltaïques ou encore de piles à combustible [Boulon - 2010]. Toutefois, elle n'a jamais été appliquée à l'hélicoptère. Le point commun principal qui ressort de ces différents travaux consiste en l'exploitation de techniques d'inversion de modèles causaux pour la structuration de la commande.

La REM est présentée comme un outil permettant une organisation des modèles causaux, dans le cas de systèmes assez complexes, pour la structuration de commande. Cet outil n'est pas le plus adapté pour une application à l'hélicoptère car il n'a pas été conçu pour la représentation des systèmes multicorps. Cependant, cet outil pourra être utilisé pour la définition de structures de commande de certains sous-systèmes de l'hélicoptère.

### II.1.6. Conclusion sur le choix des outils

L'objectif global de ces travaux consiste à proposer une représentation énergétique et multiniveau, prenant en compte les interactions entre les divers sous-systèmes, et ce pour la maîtrise du comportement dynamique de l'hélicoptère, en termes de comportements non souhaités (par exemple les instabilités) ou de comportements souhaités (par exemple le contrôle de trajectoire).

Pour cela, à partir de l'étude effectuée sur les différents outils existants, nous commençons à avoir quelques éléments de réponse en termes d'outils et de méthodes. Ainsi, les outils qui ressortent le plus sont le bond graph, le multibond graph ainsi que la représentation énergétique macroscopique, et pourraient être exploités tel qu'illustré à la Figure II.5.



**Figure II.5** - Des solutions d'outils et de logiciels existants

Le premier outil sélectionné est le BG. Il peut être utilisé pour répondre au besoin d'une représentation multiniveau en exploitant le BG à mots pour des descriptions macroscopiques. Cependant, pour considérer une modélisation globale de l'hélicoptère, le BG avec une forme monodimensionnelle semble insuffisant pour la représentation des parties importantes du système caractérisées par un aspect multidimensionnel difficile à simplifier. En effet, son utilisation serait possible mais conduirait à un graphe complexe, plus difficilement lisible et donc plus difficilement exploitable. Pour cette raison, notre intérêt s'est porté sur le multibond graph, une extension du BG monodimensionnel pour l'étude des systèmes multicorps. Le BG et le MBG correspondent ainsi à des descriptions graphiques génériques intéressantes pour supporter le développement du modèle global de l'hélicoptère, à partir des premières hypothèses choisies jusqu'à la simulation du comportement dynamique. De plus, le BG scalaire peut être utilisé pour traiter des problèmes liés à la conception de la commande sur la base d'analyses graphiques des propriétés structurelles [Dauphin - 2000 ; Borutzky - 2010]. Leur application au multibond graph pourra constituer une perspective intéressante pour l'analyse des phénomènes de couplage spécifiques à l'hélicoptère.

Le deuxième outil sélectionné est la REM. Il est choisi parce qu'il offre une démarche systématique pour la définition de structures de commande de systèmes. Ce dernier est néanmoins peu adapté à la représentation des systèmes complexes multicorps. Son exploitation est donc envisagée en tant qu'outil complémentaire au BG et au MBG, pour la commande de certains sous-systèmes.

Dans ce contexte, la partie suivante expose une première contribution de ces travaux de thèse qui consiste à proposer une démarche de modélisation et de commande d'un système multiphysique basée sur une exploitation complémentaire du bond graph et de la représentation énergétique macroscopique.

## *II.2. Complémentarité des deux outils BG et REM*

Ces travaux de thèse se situent dans le cadre des activités de recherche du projet Ingénierie Numérique des Systèmes Mécaniques (INSM) du Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes (LSIS). Une partie des travaux de l'équipe porte sur l'utilisation de l'Ingénierie Dirigée par les Modèles (IDM) [Bezivin - 2006] dans les processus de conception de produits, dont l'objectif est de faciliter la conception collaborative entre différents experts métier. Plus précisément, ces

travaux s'inscrivent dans une démarche fédérative du problème visant l'interopérabilité d'outils métiers basée sur les modèles [Iraqi - 2011].

L'interopérabilité signifie l'aptitude de plusieurs systèmes à communiquer, coopérer et échanger des données et services, malgré les différences dans les langages et les implémentations ou les niveaux d'abstraction [Wegner - 1996]. Elle peut être perçue selon trois points de vue selon [Paviot - 2010] :

- le premier consiste en une approche par intégration qui vise à proposer un modèle/outil unique qui intègre tous les concepts métiers ;
- le deuxième consiste en une approche unificatrice qui vise à proposer un modèle/outil permettant de lier les différents concepts métiers à travers des associations sémantiques et doit évoluer lors de la mise à jour de nouveaux concepts ;
- le troisième consiste en une approche fédérative visant à proposer une méthode qui permette d'associer plusieurs modèles/outils distincts dynamiquement en utilisant des transformations de modèles.

La troisième approche peut être considérée comme plus souple, plus flexible, car elle ne nécessite que des changements locaux lorsqu'il s'agit d'ajouter de nouveaux concepts. Pour cette raison, certains travaux de l'équipe ont été orientés vers cette approche et portent sur l'adaptation des techniques de modélisation au contexte de la conception des produits en fournissant des techniques pour réaliser l'interopérabilité des outils métiers entre les différents espaces techniques [Iraqi - 2011 ; Iraqi - 2012].

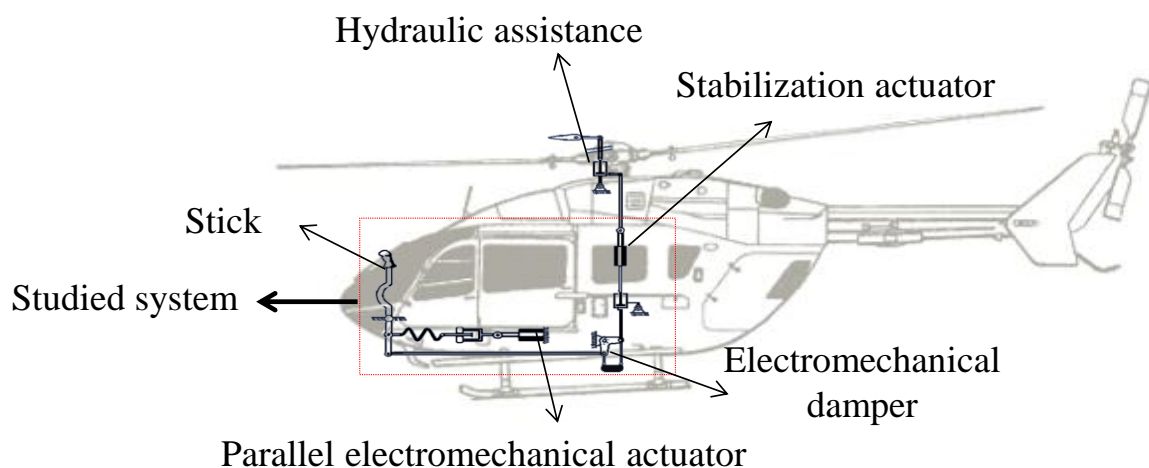
Ainsi, dans le contexte d'une démarche fédérative menée par l'équipe et à partir de l'étude des outils de représentation des systèmes dynamiques complexes (Chapitre II.1), nous nous sommes intéressés à la complémentarité entre le BG et la REM. L'originalité de l'étude que nous proposons consiste en l'exploitation des différences qui existent entre les deux outils. Tout d'abord le BG est utilisé en première approche pour établir une analyse structurelle du système et afin de répondre à la difficulté face à laquelle on se trouve parfois pour l'obtention d'un modèle à paramètres localisés équivalents. Ensuite, pour atteindre un objectif de structuration de commande, la REM est utilisée pour établir une commande par inversion.

Dans cette section, un sous-système de la chaîne de commande de vol d'un hélicoptère est utilisé comme exemple de support applicatif pour exposer la démarche proposée. La première partie est dédiée à la description du système étudié.

Dans la deuxième partie, nous présentons en quelques étapes l'utilisation complémentaire du BG et de la REM, sur la base de ce sous-système. Plus tard, on pourra envisager d'étendre cette méthode et l'appliquer à des sous-systèmes plus complexes de l'hélicoptère.

### *II.2.1. Présentation d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère*

Sur les premiers hélicoptères et encore aujourd'hui sur les hélicoptères légers, les pilotes devaient contrôler les angles des pales du rotor à travers un ensemble d'éléments mécaniques, sans aucune assistance, afin de contrôler le comportement de l'appareil. Au fil du temps, des dispositifs complémentaires ont été installés dans le système de contrôle afin d'améliorer la sécurité, le confort, et les performances. Ces dispositifs, qui ont plusieurs fonctions, évitent entre autres au pilote d'avoir à fournir des efforts trop importants dans les manches de pilotage pour faire varier le pas des pales.



**Figure II.6 - Système de commande d'un hélicoptère [Martin - 2011]**

L'ensemble des dispositifs est appelé système de commande de vol d'hélicoptère [Martin - 2011 ; Krysinski - 2011]. Plusieurs axes sont pris en compte dans ce système (Figure II.6), correspondant aux axes de vol (roulis, tangage et lacet). Chaque axe est composé des mêmes éléments, qui ont plusieurs fonctions [Martin - 2011 ; Krysinski - 2011] :

- une servocommande (hydraulic assistance) est placée à l'extrémité de chaque axe et permet de fournir les efforts nécessaires pour l'orientation des pales ;

- un vérin de stabilisation est introduit pour permettre au pilote automatique (PA) de charger le pilote d'une partie de ses tâches de pilotage ;
- un actionneur électromécanique parallèle est utilisé pour créer un point d'ancrage des commandes de vol et constituer un point d'entrée au PA. L'actionneur est associé à un ressort physique calibré pour créer un retour d'effort au pilote au travers des manches ;
- un dispositif électromécanique est inséré sur chaque axe pour limiter la dynamique des commandes du pilote (electromechanical damper).

En plus de ces éléments, chaque axe est composé d'un ensemble de biellettes et de renvois d'angle.

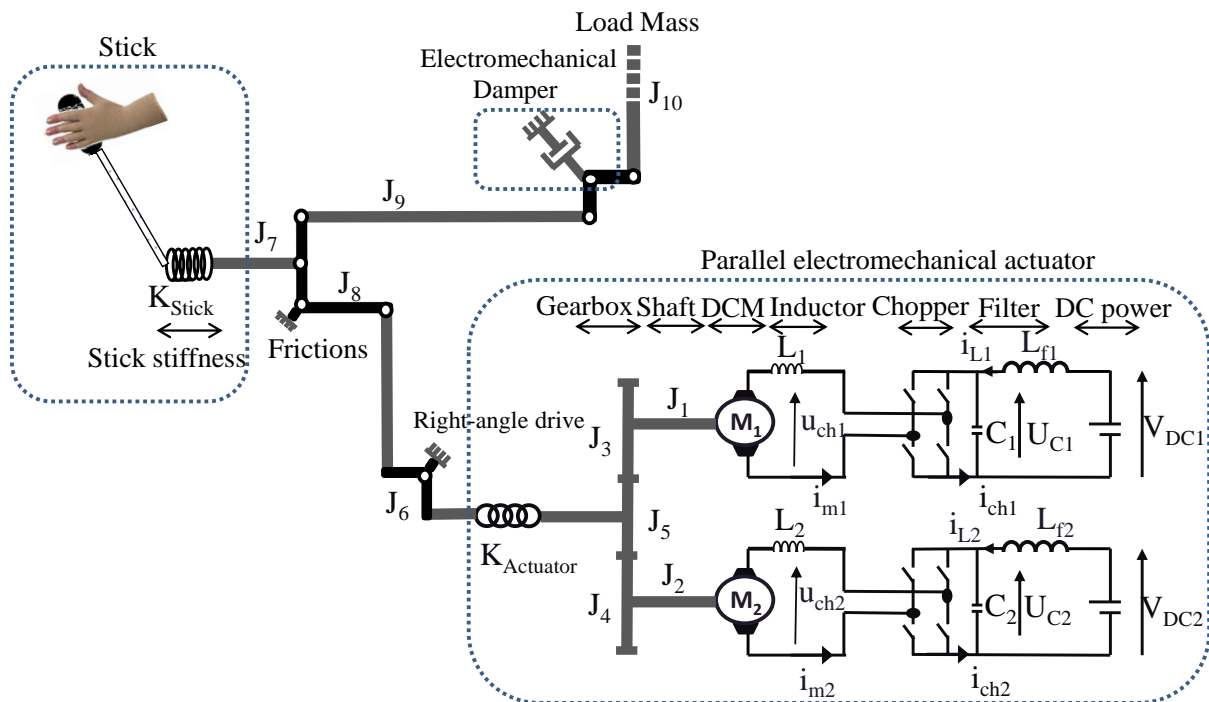
L'application décrite dans cette section représente une partie du système de commande de vol d'un hélicoptère, allant du manche (stick) au vérin de stabilisation ("stabilization actuator"). Le système considéré est présenté dans la Figure II.6, et son caractère multiphysique est dû à la superposition, dans cette partie, des domaines mécanique et électrique. L'objectif est d'illustrer, au travers de ce sous-système multiphysique, l'intérêt de l'utilisation complémentaire du BG et de la REM pour la modélisation et l'analyse d'un tel système.

### *II.2.2. Utilisation complémentaire du BG et de la REM*

Dans cette partie, l'approche de complémentarité entre le BG et la REM que nous proposons est expliquée. La première étape exploite la méthodologie BG pour faciliter la modélisation à partir d'une analyse structurelle, topologique, du système. La représentation énergétique macroscopique est ensuite utilisée pour faciliter la déduction des structures de contrôle. La démarche de complémentarité peut être résumée en quatre étapes principales, en prenant comme support applicatif la chaîne de commande de vol de l'hélicoptère :

- **Etape 1 : Modélisation structurelle à l'aide du BG**

La première étape consiste en une analyse physique structurelle et topologique du sous-système considéré. Il s'agit d'observer les différents composants le constituant et de proposer une décomposition en éléments simples qui correspondent aux éléments d'un modèle à paramètres localisés (exemples : masses, ressorts, inductances, résistances, ...) Cette analyse permet d'obtenir une première version d'hypothèses de modélisation, associées à un premier modèle dont une représentation est proposée par la Figure II.7.



**Figure II.7 -** *Modèle du sous-système "commande de vol"*

Nous retrouvons sur le modèle du sous-système de commande de vol, les principaux éléments qui sont : le manche, l'actionneur électromécanique et l'amortisseur. Le sous-système est caractérisé par la superposition de deux domaines physiques (mécanique et électrique). Trois types de sources d'énergie peuvent être distinguées et correspondent aux frontières du sous-système considéré : des sources d'efforts électriques qui permettent d'alimenter les actionneurs électromécaniques, une source de flux mécanique qui représente le déplacement du manche par le pilote (hypothèse de modélisation en première approche), et une source d'effort mécanique modulée modélise l'élément électromécanique qui permet de limiter la dynamique des commandes du pilote.

Pour obtenir le modèle structurel de la Figure II.7, nous avons été amenés à poser un certain nombre d'hypothèses :

- en raison de contraintes liées à la sûreté de fonctionnement, l'alimentation électrique de ce sous-système est redondée. Les deux actionneurs synchrones à aimants permanents montés en parallèle sont alimentés par des sources indépendantes. Ces deux actionneurs, leur convertisseur d'électronique de puissance et leur commande rapprochée sont supposés équivalents à des moteurs à courant continu (Direct Current Motor, DCM) alimentés par des hacheurs (chopper). Pour chaque moteur et l'alimentation électrique associée,

deux inductances (une pour les enroulements du stator et l'autre pour le filtre) et un condensateur (pour le filtre) sont considérés ;

- les deux moteurs (DCM) permettent la conversion du domaine électrique au domaine mécanique ;
- du point de vue mécanique, les deux rotors des deux moteurs (DCM) sont couplés mécaniquement par un réducteur de vitesse et participent au contrôle de la chaîne de commande. Nous considérons que les arbres de transmission de ces composants sont rigides et nous les représentons par des inerties : les arbres des deux rotors sont représentés par  $J_1$  et  $J_2$  et celles des arbres du réducteur par  $J_3$ ,  $J_4$  et  $J_5$ . Accouplé au pignon du réducteur, un élément physiquement réalisé par un ressort est dimensionné pour générer un retour d'effort en fonction de la position du manche de pilotage. Par conséquent, cet élément est nécessairement représenté par sa raideur ( $K_{\text{actuator}}$ ) et son inertie est supposée négligeable devant celle des autres composants. Le reste de la chaîne mécanique est constitué par le manche de pilotage et des bielles de transmission. Parmi ces éléments, de par leurs matériaux constitutifs et leurs dimensions, le manche est supposé apporter la principale contribution de souplesse. Un paramètre localisé de raideur est donc inséré en pied du manche dans le modèle, tandis que les éléments de bielles et de renvoi d'angle restants sont considérés comme rigides et sont modélisés par leur inertie ( $J_6$ ,  $J_7$ ,  $J_8$ ,  $J_9$  et  $J_{10}$ ).

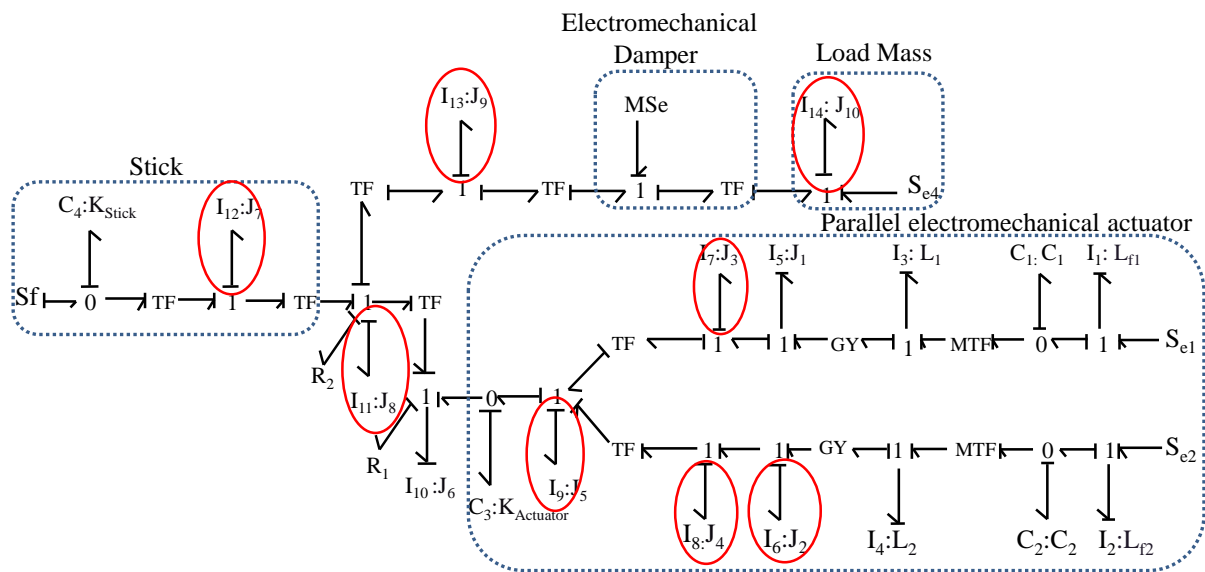
A partir du modèle obtenu, nous établissons la représentation BG correspondante, présentée dans la Figure II.8 en quelques étapes :

- Placer les sources d'énergie  $Se_1$  et  $Se_2$  représentant les sources de tension des actionneurs électromécaniques,  $Sf$  représentant l'action du pilote sur le manche et  $MSe$  représentant l'amortisseur électromécanique.
- Placer les éléments de couplage correspondant aux jonctions à flux commun ('1') et à effort commun ('0'), tout en leur attachant les éléments d'accumulation (I, C) ou de dissipation (R) d'énergie correspondants. Les éléments I représentent les inductances des moteurs et des filtres de la partie électrique et les inerties des biellettes et arbres de transmission de la partie mécanique. Les éléments C représentent les condensateurs des filtres de la partie électriques et les raideurs du trim et du manche dans la chaîne mécanique. Finalement, les éléments R représentent les frottements visqueux des renvois d'angle présents dans la chaîne mécanique ;



- Placer les autres éléments de liaison permettant la conversion d'énergie, tels que les convertisseurs mono-physiques ('TF'), représentant les hacheurs dans la partie électrique, le réducteur de vitesse et les bras de levier dans la partie mécanique et les convertisseurs multiphysiques ('GY'), représentant les moteurs (DCM) ;
- Relier les différents éléments placés par des liens de puissance ("bonds").

Les différentes étapes présentées permettent d'établir le modèle BG acausal du sous-système, qui offre une vision topologique du système, en concordance avec les hypothèses choisies pour cette première approche de modélisation.



**Figure II.8 -** Modèle bond graph structural d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère

L'étape suivante consiste en l'affectation des causalités en respectant des règles bien spécifiques [Borutzky - 2009 ; Dauphin - 2000] : l'utilisation de la causalité intégrale est préférée, mais en cas de conflits, des causalités dérivées doivent être affectées à certains éléments de stockage d'énergie (I et/ou C). Le bond graph obtenu est dit "causal" et est représenté par la Figure II.8. Les éléments de stockage encerclés, correspondent aux éléments pour lesquels la causalité dérivée a été nécessaire. Il est intéressant de noter que la solution de BG causal obtenue n'est pas unique. Cette dernière dépend de l'ordre dans lequel les causalités sont affectées. Cependant, ceci n'a pas d'incidence sur la procédure proposée.

### • Etape 2 : D'un modèle structural à un modèle fonctionnel énergétique

L'objectif principal de la méthode que nous proposons est de définir une structure de contrôle du système à travers les techniques d'inversion en utilisant la

REM. La méthode BG, en autorisant l'emploi de la causalité dérivée, permet de conserver le caractère structurel et topologique de la modélisation du système proposée en première analyse. En effet, cette approche structurelle implique généralement l'utilisation de plusieurs éléments en causalité dérivée dans le modèle. La causalité dérivée n'est cependant pas représentative d'un comportement physique naturel pour un élément de stockage d'énergie (Chapitre II.1.3) mais indique une dépendance (contrainte cinématique) vis-à-vis d'un autre élément de stockage de même nature et en causalité intégrale. La REM nécessite un modèle dans lequel la fonction énergétique de chaque élément de stockage est considérée, ce qui implique par conséquent de ne considérer que la causalité intégrale. Un tel modèle est défini comme un modèle fonctionnel énergétique (causal) [Delarue - 2003].

Cette étape nécessite de reprendre les hypothèses initialement établies dans l'objectif d'éliminer les causalités dérivées présentes dans le modèle structurel, et ainsi obtenir un modèle fonctionnel énergétique compatible avec une Représentation Énergétique Macroscopique. Cette démarche favorise donc une analyse a posteriori des hypothèses prises lors de la première approche de modélisation du système et, par conséquent, rend nécessaire une augmentation de l'expertise sur son comportement dynamique aux endroits mis en évidence par les éléments en causalité dérivée. Dans le cas du système étudié, les éléments en causalité dérivée correspondent à la juxtaposition de plusieurs éléments inertiels (I) considérés comme distincts, mais dont les vitesses sont cinématiquement interdépendantes. Cette interdépendance cinématique correspond à une liaison considérée comme rigide entre éléments inertiels, c'est-à-dire sans prise en compte d'une éventuelle raideur de transmission. Ainsi, des études supplémentaires, expérimentales et/ou théoriques (par exemple à l'aide de simulations numériques par éléments finis), doivent être menées pour augmenter les connaissances sur le comportement dynamique du système, spécialement en ce qui concerne les parties comportant des causalités dérivées.

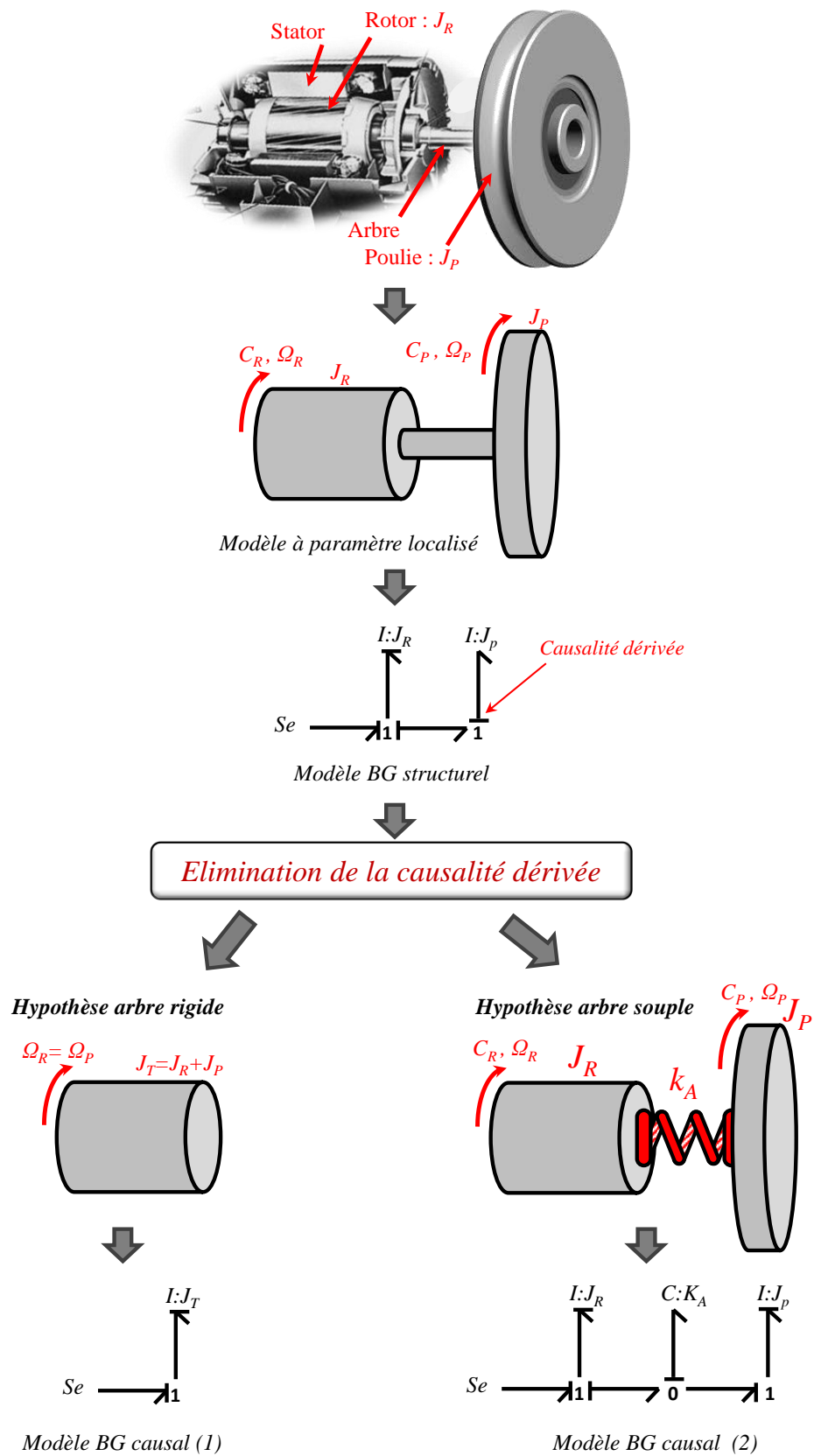


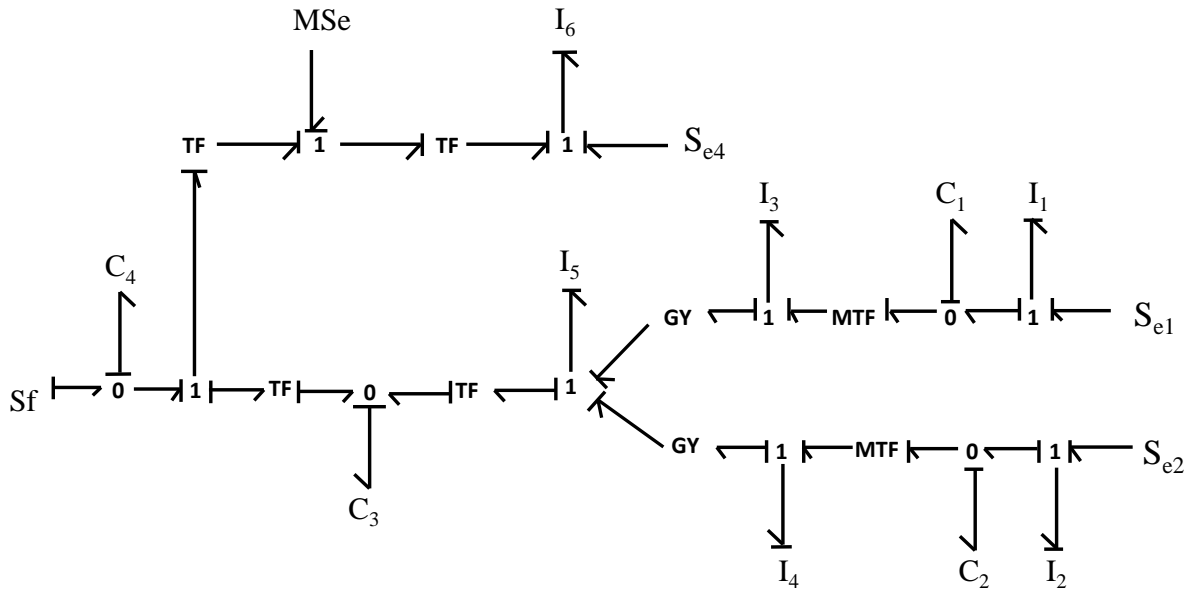
Figure II.9 – Retour sur les hypothèses de modélisation pour éliminer les causalités dérivées

Suite à ces études complémentaires et en fonction des objectifs fixés pour l'étude de modélisation, on distingue deux types de modification illustrés dans la Figure II.9. Ils sont utilisés pour éliminer les causalités dérivées et obtenir un modèle en causalité intégrale :

- Dans le cas où les études complémentaires conduisent à invalider les hypothèses initiales, la modification consiste à ajouter un paramètre localisé correspondant à un élément de stockage d'énergie. Cela entraîne une augmentation de l'ordre du modèle. Lorsque l'élément concerné par la causalité dérivée est un élément de stockage inertiel (I), le paramètre localisé supplémentaire correspond à un stockage capacitif (C). Dans le domaine mécanique, il s'agit de prendre en compte une raideur de transmission entre deux éléments inertiels. De cette manière, la raideur de transmission ainsi que l'inertie initialement en causalité dérivée peuvent être mises en causalité intégrale. Inversement, lorsque l'élément en causalité dérivée est de type capacitif (C), l'insertion d'un élément inertiel (I) est nécessaire.
- Dans le cas contraire, les études complémentaires conduisent à valider les hypothèses initiales de modélisation, et la modification consiste à concaténer des éléments de stockage d'énergie de même nature (inertiels ou capacitifs). Cela conduit à conserver l'ordre de la partie de modèle concernée. Lorsqu'il y a juxtaposition de plusieurs éléments de nature identique en causalité dérivée, il s'agit de les concaténer avec l'élément en causalité intégrale de même nature qui se situe à proximité de ces éléments.

La Figure II.10 montre le modèle bond graph en causalité intégrale obtenu après modification du modèle BG structurel initial (Figure II.8) du sous-système de la chaîne de commande. En se référant au système physique pour notre exemple, la souplesse des arbres de transmission concernés par les éléments en causalité dérivée est jugée négligeable par rapport aux autres raideurs de la chaîne ( $K_{\text{actuator}}$  et  $K_{\text{stick}}$ ). Nous avons ainsi choisi de conserver l'ordre du modèle en ayant uniquement recours à des concaténations d'éléments inertiels.

A l'aide de ces modifications appliquées au modèle structurel, les éléments en causalité dérivée ont été éliminés de manière à assurer la compatibilité avec la REM. L'approche structurelle de modélisation du BG a permis une première approche topologique pour la modélisation du système et a conduit à une étude plus fine de modélisation, ciblée sur les éléments faisant intervenir une causalité dérivée.

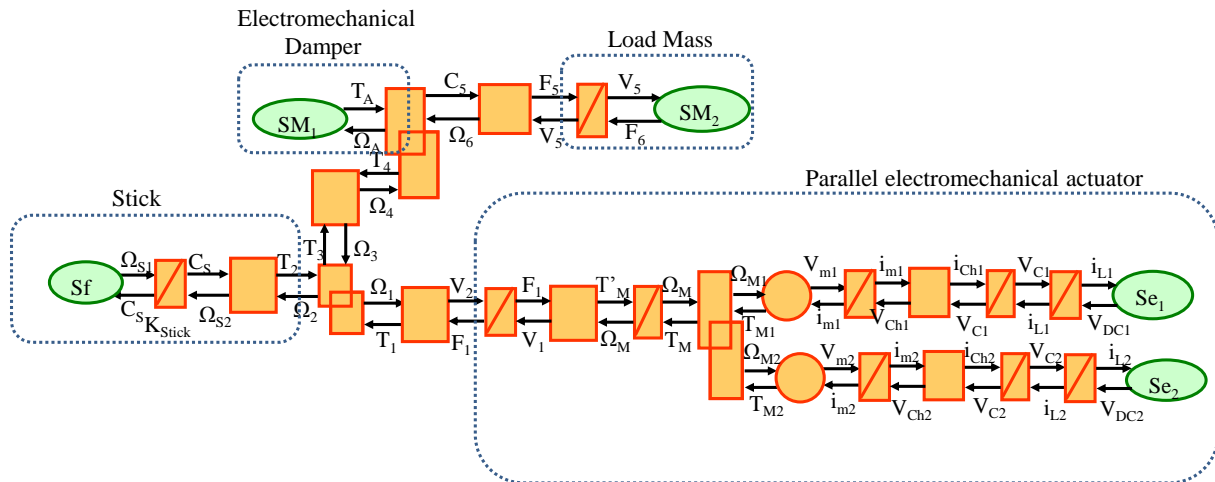


**Figure II.10** - BG en causalité intégrale d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère

- **Etape 3 : Transformation du BG à la REM**

Finalement, le dernier modèle BG (en causalité intégrale) obtenu est transformé en représentation énergétique macroscopique (REM). La Figure II.11, montre la REM correspondante.

Les règles nécessaires à la systématisation de la transformation entre modèles BG et REM sont nécessaires et doivent être écrites. Cette problématique a été à l'origine d'un stage de Master Recherche [Vernay - 2012] visant à définir les règles de transformation entre les deux modèles en utilisant des concepts de l'Ingénierie Dirigée par les modèles [Bezivin - 2006]. Ce travail propose un métamodèle (i.e. un modèle qui définit le langage d'expression d'un modèle) pour chacun des deux outils BG et REM. Ces métamodèles servent ensuite de base à l'établissement d'une carte de correspondances pour permettre une transformation entre les deux modèles. Ainsi, les bases sont posées pour permettre de générer automatiquement un modèle REM à partir d'un modèle BG en causalité intégrale. L'implémentation est réalisée sous Eclipse Modeling Framework (EMF). La transformation est validée et analysée sur la base du sous-système de la chaîne de commande utilisé dans cette partie. Des éléments supplémentaires concernant les métamodèles du BG et de la REM, ainsi que l'établissement de la carte de correspondances entre les deux outils sont proposés en Annexe B.



**Figure II.11** - Représentation Énergétique Macroscopique d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère

La REM présentée dans la Figure II.11 offre une vision synthétique du système, représente la fonction énergétique de ses éléments et permet d'organiser les interconnexions entre les composants en respectant la causalité intégrale. Ces propriétés facilitent la conception de la commande [Delarue - 2003 ; Pierquin - 2002].

- **Etape 4 : Structuration de la commande par les techniques d'inversion**

Grace à cette approche de modélisation, une structure de contrôle peut être déduite en utilisant les techniques d'inversion. La commande par inversion permet l'inversion pas à pas des fonctionnalités de chaque composante du système, représentées par des processeurs élémentaires respectant la causalité intégrale [Hautier - 1999]. Ces principes d'inversion, comme mentionné dans la partie II.1.5, ont été développés à partir du GIC et de la REM par le L2EP [L2EP - 2013]. L'application de ces techniques, sur une chaîne de commande de vol d'un hélicoptère, pour la définition de structures de commande, est détaillée dans [Martin - 2013]. Cette étape n'est pas présentée dans ce mémoire.

Ces principes d'inversion, comme ils sont systématiques, peuvent être vus comme une nouvelle transformation du modèle du processus à celui de sa structure maximale de commande (SMC). De même, le passage de la SMC à une structure pratique de commande (SPC) fait appel à des règles métiers de l'automatique, de l'électronique et de l'économie (structure des correcteurs, choix du nombre et des technologies de capteurs, minimisation des coûts) que l'on pourrait également imaginer intégrer dans des règles de transformation.

## II.3. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté un bilan des outils de représentation multiphysique existants, tout en nous référant à des objectifs de représentation qui tournent autour de l'application aux hélicoptères. Les outils retenus sont le bond graph et la représentation énergétique macroscopique.

Le premier semble être le plus complet à tous points de vue car il nous offre une représentation multiniveau, permet d'aborder les systèmes multicorps avec le multibond graph et est associé à des logiciels spécifiques. Les développements relativement récents visant à lui apporter des méthodes pour la structuration de la commande le rapprochent de la REM qui ressort essentiellement pour ce point. Cependant, l'objectif de cette étude n'est pas d'aboutir au choix d'un seul outil pour l'étude des hélicoptères, mais d'exploiter chacun pour ce pour quoi il est performant. L'outil REM reste plus adapté pour la commande. De plus son organisation et sa forme graphique simple en font un outil complémentaire au BG.

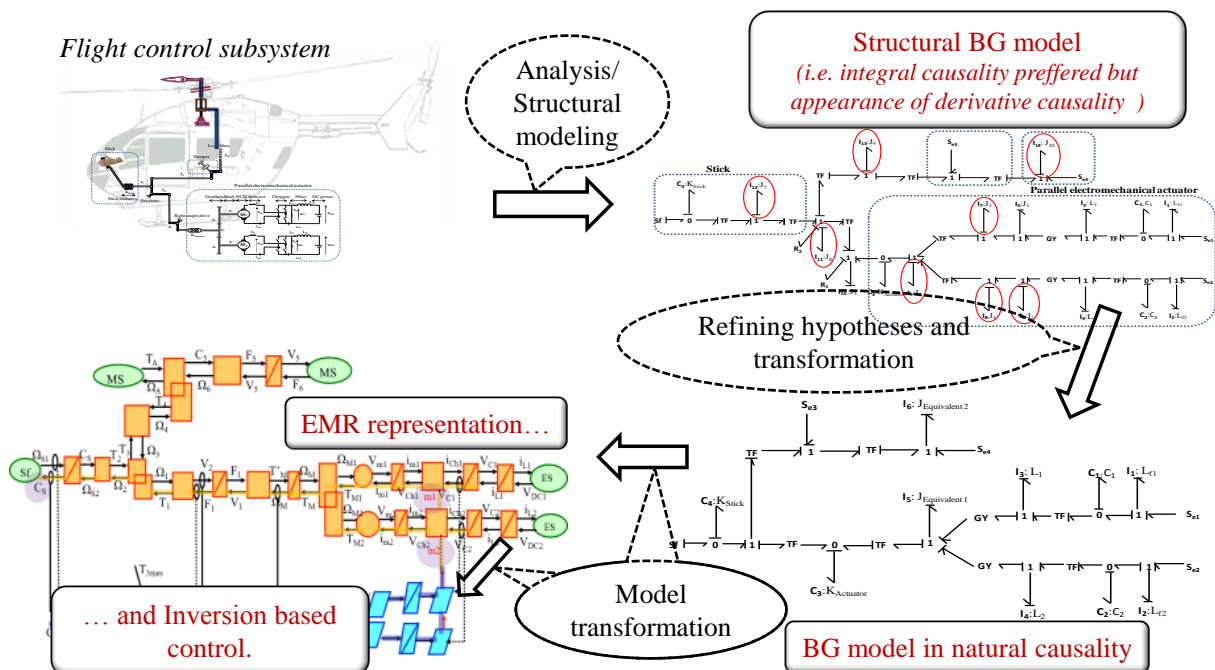


Figure II.12 - Utilisation complémentaire du BG et de la REM

Ainsi, une des contributions de ce travail a été d'exploiter les différences qui existent entre les deux outils pour en proposer un usage complémentaire dans un objectif d'aide à la modélisation et à la structuration de la commande tel que résumé par la Figure II.12 :

- la causalité intégrale préférentielle du BG permet de supporter l'activité de modélisation structurelle ;
- l'approche fonctionnelle au sens énergétique de la REM, associée aux principes d'inversion, constitue une aide à la structuration de la commande.

Cette approche de complémentarité a été présentée au congrès ESDA 2012 de l'ASME [Chikhaoui - 2012].





## *Chapitre III*

# *Vers une approche de représentation énergétique de l'hélicoptère*

---

Dans ce chapitre, nous proposons une analyse de l'hélicoptère, basée sur une vision énergétique guidée par les outils de représentation de modèles présentés dans le Chapitre II. Il s'agit ici d'exploiter l'aspect méthodologique et organisationnel de ces formalismes graphiques afin de proposer une représentation unifiée globale de l'hélicoptère, permettant l'étude des couplages énergétiques, des transferts de puissance, entre les sous-systèmes qui le composent.

Tout d'abord, le bond graph à mots est utilisé pour une organisation et une description macroscopique afin d'obtenir un premier niveau de représentation. Ensuite, une analyse des différentes parties de la représentation macroscopique est présentée, montrant l'intérêt de décrire et modéliser certaines d'entre elles en détail à l'aide des outils retenus dans le chapitre précédent. Dans le cadre de l'approche de représentation énergétique multiniveau de l'hélicoptère, le choix de modélisation du sous-système rotor-fuselage est retenu. Une représentation multibond graph associée à ce sous-système est donc proposée en dernière partie de ce chapitre.

### *III.1. Analyse énergétique de l'hélicoptère*

Dans la présente étude, ce sont les sources d'énergie qui sont le premier centre d'intérêt, plus que "les entrées" au sens de la fonction de l'hélicoptère (Chapitre I.1). Parmi les questions à poser pour aborder un système avec une vision énergétique, la première est celle de la provenance de l'énergie (Figure III.1). Dans le cas présent, la motorisation thermique peut être considérée comme la principale source de puissance mécanique, à laquelle s'ajoutent d'autres sources énergétiques qui

correspondent aux interactions de l'appareil avec son environnement extérieur lors de son déplacement. On citera par exemple le contact avec le sol lors de la phase de roulage de l'hélicoptère, ou encore son interaction avec l'air en tant que source possible de perturbations (tel que lors de "rafales de vent").

- Quelles sont les sources énergétiques ?

- Où va l'énergie (puits d'énergie) ?

- Par où chemine cette énergie ?

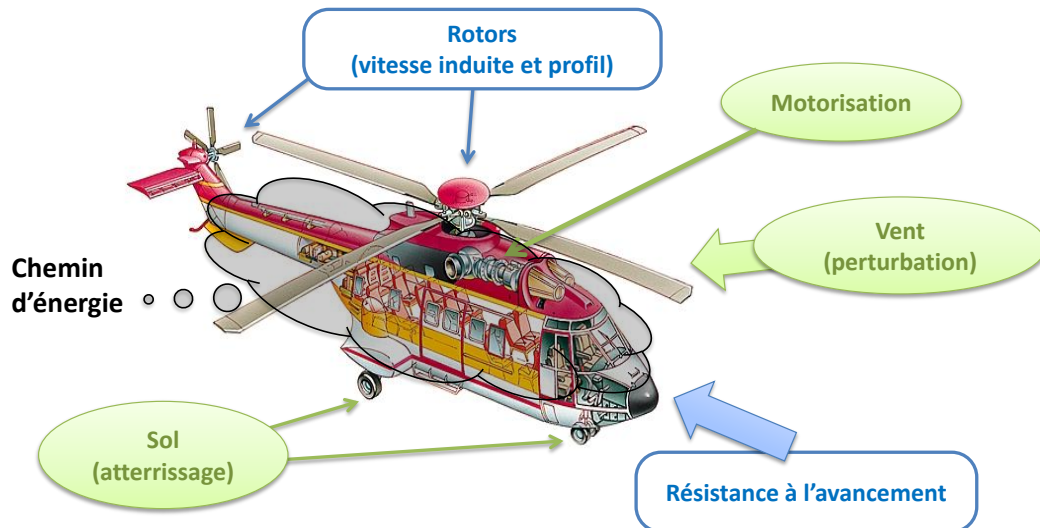


Figure III.1 – Questionnement quant à la vision énergétique de l'hélicoptère

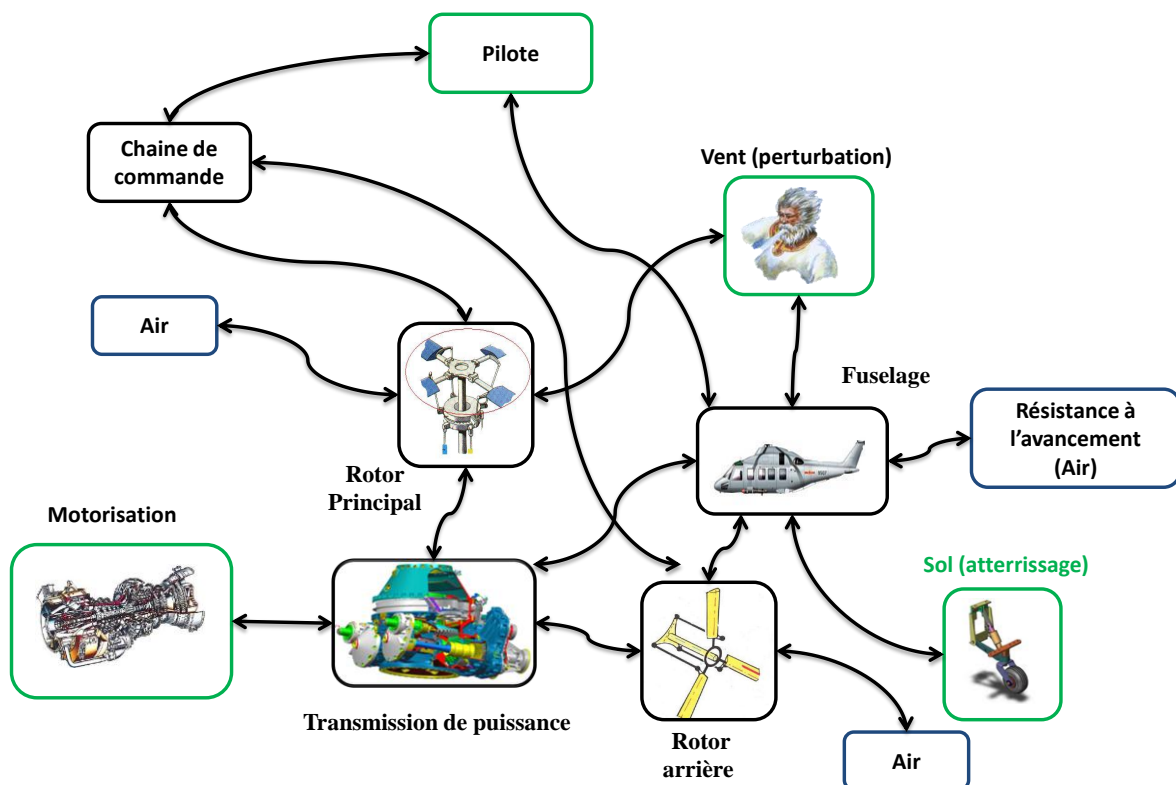


Figure III.2 - Diagramme des interactions énergétiques

Une deuxième question concerne la destination de cette énergie. En première approche, cette énergie devrait être répartie entre l'entraînement des voilures tournantes (rotor principal et rotor arrière) et le déplacement des flux d'air que cela permet. Ces déplacements d'air doivent à leur tour permettre à la fois le contrôle de la sustentation de l'appareil et de son attitude. La Figure III.2 montre les différents éléments en interaction qui permettent ce cheminement de l'énergie.

Nous exploitons par la suite l'outil de représentation bond graph (BG) pour définir la nature des variables entre les composants. Pour cela une étude simplifiée de la composition de la chaîne de puissance est menée. Il s'agit ici de définir les fonctions énergétiques des principaux éléments permettant le transfert de puissance en s'appuyant sur les règles de modélisation structurelle du bond graph.

### III.1.1. Description de la chaîne de puissance de l'hélicoptère

La chaîne de puissance d'un hélicoptère, qui va de la motorisation aux deux rotors, principal et arrière, est essentiellement composée d'un ensemble de réducteurs et d'arbres de transmission. L'ensemble de la chaîne permet d'assurer deux fonctions principales : la répartition de la puissance mécanique fournie par la motorisation et sa transmission aux différents éléments (rotors et fuselage). La chaîne cinématique entre le moteur et les deux rotors comporte notamment des renvois d'angle entre les axes du moteur (axe longitudinal), du rotor principal (axe vertical) et du rotor arrière (axe transversal).

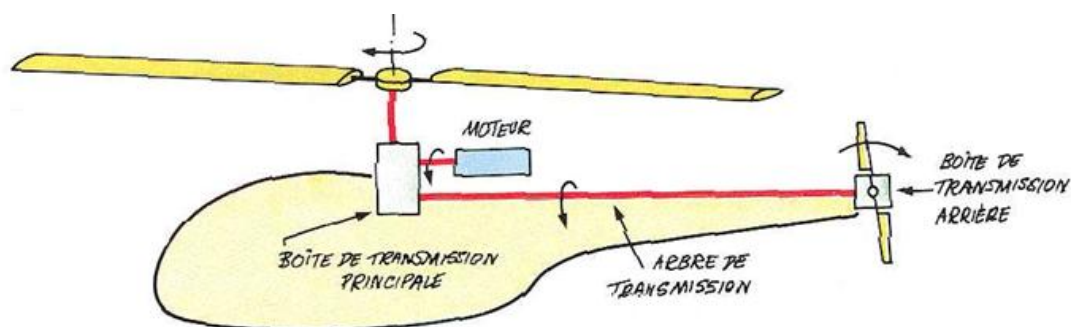
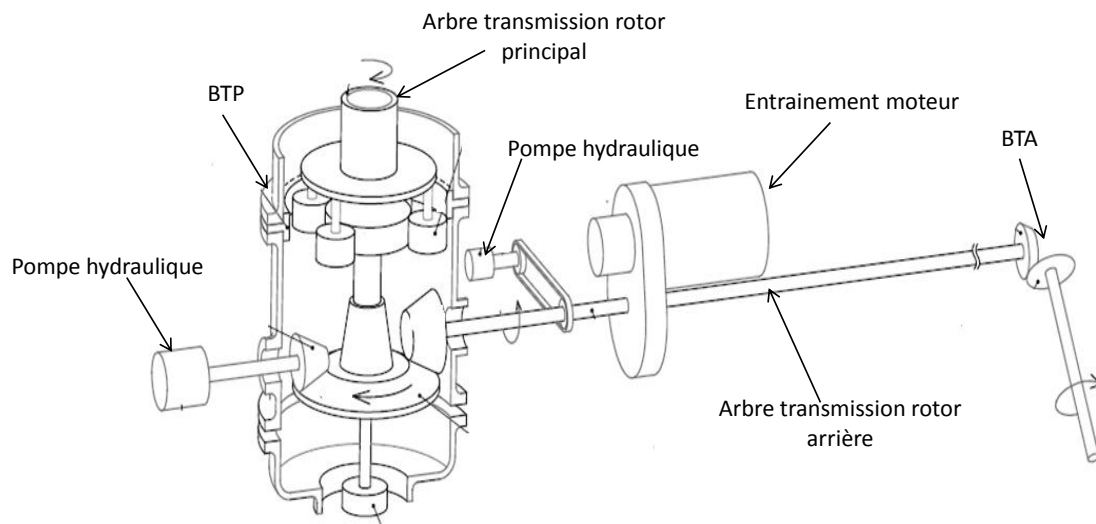


Figure III.3 - Transmission de puissance dans un hélicoptère [Raletz - 1990]

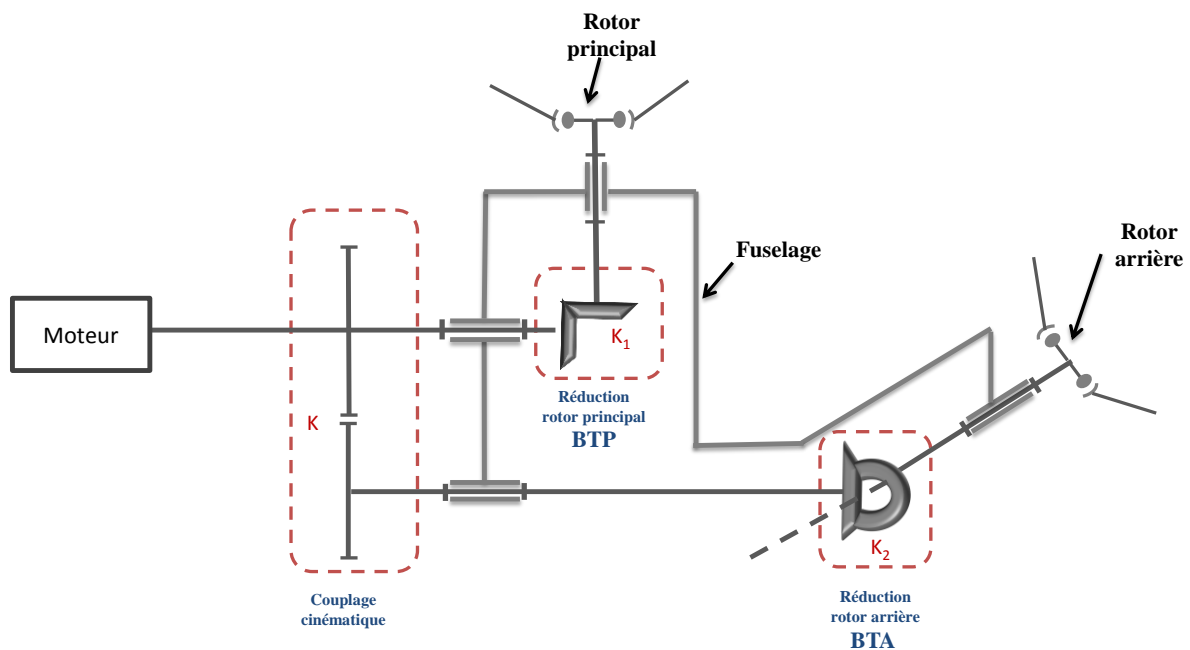
La Figure III.3 représente un schéma simplifié d'un hélicoptère montrant les principaux éléments de transmission de puissance entre les rotors et le fuselage. La Figure III.4, quant à elle, présente plus de détails sur la cinématique de ces éléments à travers l'exemple d'un hélicoptère de classe moyenne. Les éléments de la chaîne de puissance sont essentiellement les boîtes de transmission principale (BTP) et arrière (BTA), comportant principalement des étages de réduction et des renvois d'angle, et

les arbres de transmission de puissance aux rotors principal et arrière. La motorisation permet aussi d'entraîner un alternateur (non représenté) pour alimenter les réseaux d'énergie électrique de bord et les pompes hydrauliques permettant l'alimentation du réseau d'énergie hydraulique de bord. Les entraînements des générateurs électrique et hydraulique ne sont pas pris en compte pour la suite de l'étude.



**Figure III.4** - Exemple d'une schématisation cinématique des éléments de transmission de puissance d'un hélicoptère

A partir de ces éléments nous proposons un schéma simplifié de la cinématique de la chaîne de puissance en Figure III.5.



**Figure III.5** - Représentation cinématique simplifiée de la chaîne de puissance d'un hélicoptère

Le fuselage est lié mécaniquement aux différentes parties de la chaîne par des liaisons mécaniques de type pivot. Ces liaisons permettent la transmission au fuselage de la puissance nécessaire à son avancement et à sa sustentation.

### III.1.2. Représentation macroscopique de l'hélicoptère

Suite à la réflexion menée sur les outils dans le Chapitre II, le bond graph à mots est utilisé en première approche. Il est choisi en tant que premier niveau de description macroscopique et énergétique de l'hélicoptère, pour répondre à l'objectif visé d'une représentation multiniveau. Cette description consiste en une décomposition de l'hélicoptère en sous-systèmes qui échangent de la puissance. Cette première étape est nécessaire pour un tel système complexe afin d'avoir une représentation globale de référence.

Le BG à mots offre une vision macroscopique des transferts de puissance entre les différentes parties, sans obligation d'une connaissance détaillée des sous-systèmes. Il apporte un support méthodologique pour les premières phases de modélisation. En utilisant ce principe de description et en s'appuyant sur l'étude de la chaîne de puissance présentée précédemment, nous proposons, en Figure III.6, un BG à mots correspondant à l'hélicoptère.

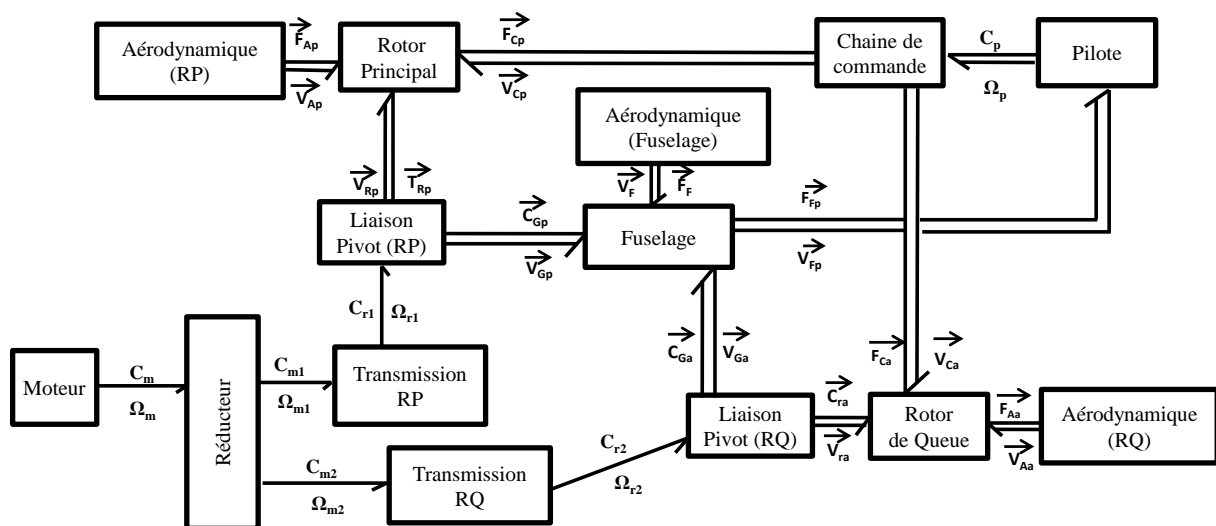


Figure III.6 - Représentation macroscopique de l'hélicoptère par BG à mots

Le BG à mots (Figure III.6) représente les principaux éléments de la chaîne de puissance ainsi que les interactions énergétiques entre eux. On distingue deux types de sources de puissance : le moteur et les sources d'efforts aérodynamiques. Ces dernières exercent des vecteurs d'efforts appliqués au niveau du fuselage, du rotor principal et du rotor arrière. Le moteur est considéré comme une source de

puissance, qui permet de mettre les rotors en rotation par rapport au fuselage au travers des étages de réduction et des renvois d'angle simplement modélisés par leur gain. Par conséquent, les liaisons pivot entre le fuselage et le rotor du moteur et portant les engrenages du "couplage cinématique" (Figure III.5) ne sont pas prises en compte dans cette étude. En effet, les efforts transmis dans ces liaisons sont supposés négligeables par rapport aux efforts de portance transmis dans les liaisons entre les rotors et le fuselage. Suite aux hypothèses précédentes, la première partie de la chaîne de puissance, comprise entre le moteur et les liaisons pivot supportant les rotors, est traitée à l'aide d'une modélisation BG monodimensionnelle. Les autres parties du modèle concernent des interactions multidimensionnelles entre sous-systèmes et nécessitent par conséquent l'utilisation du multibond graph dont les liens de puissance sont représentés par des demi-flèches spécifiques (corps de flèche en trait double, Figure III.6).

Le BG à mots permet une représentation macroscopique du système considéré. L'étape suivante consiste à analyser les différents sous-systèmes, un par un, afin d'en proposer une modélisation structurale. Certains sous-ensembles peuvent être à leur tour décomposés en sous-systèmes, autant de fois que nécessaire.

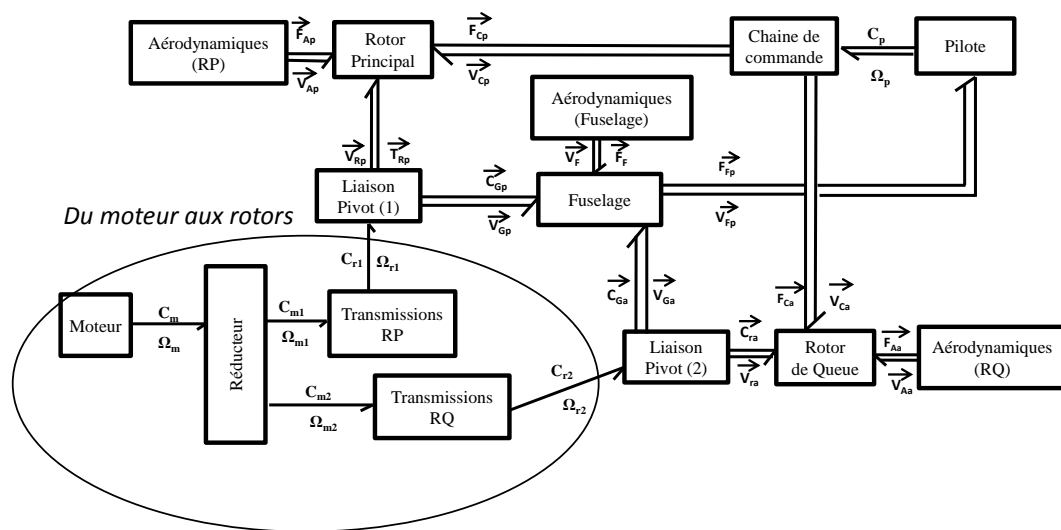
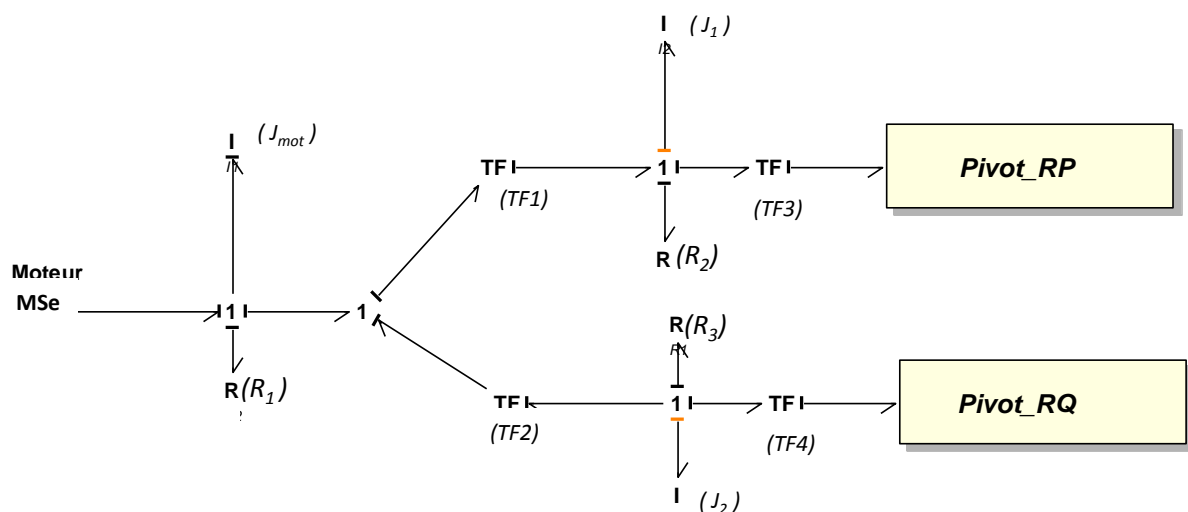


Figure III.7 - Etude de la partie 1 : Du moteur aux rotors

- **Partie 1 : De la motorisation aux rotors**

La partie allant du moteur aux liaisons avec les rotors (Figure III.7) est principalement composée d'éléments permettant la distribution et la transmission de puissance. Il s'agit de la partie la plus simple à modéliser et ne représente pas de difficulté particulière.

Pour la modélisation de la partie motorisation, en plus des hypothèses évoquées précédemment concernant les liaisons fuselage-moteur, la chaîne de puissance est supposée parfaitement rigide. Le modèle BG représentant cette partie est proposé par la Figure III.8. La construction du modèle est appuyée par le schéma cinématique de la Figure III.5. Le moteur est représenté par une source d'effort  $MSe$  reliée à une jonction "1" à laquelle est attaché l'élément I ( $J_{mot}$ ) correspondant à l'inertie du moteur. Le tout est relié à une jonction "1" représentant la répartition de puissance entre les deux rotors. Les transformateurs "TF1" et "TF2" de coefficients respectifs  $K1$  et  $K2$  représentent les réductions de la vitesse de rotation pour la transmission au rotor principal et au rotor de queue. Les inerties  $J_1$  et  $J_2$  correspondent aux inerties équivalentes des arbres de transmission de puissance aux rotors principal et arrière. Les boîtes de transmission principale et arrière (BTP et BTA) sont représentées par les transformateurs "TF3" et "TF4" (de coefficients respectifs  $K3$  et  $K4$ ). La puissance est par la suite transmise aux autres éléments de la chaîne (rotors et fuselage) au travers des liaisons pivot définies comme frontières de cette partie. Finalement, les éléments dissipatifs ( $R_1$ ,  $R_2$  et  $R_3$ ) représentent les frottements visqueux dans la chaîne.



**Figure III.8 - Modèle BG de la partie 1 : du moteur aux rotors**

Le BG de la Figure III.8 fait apparaître des éléments (I) en causalité dérivée. Dans un objectif de mise en place d'un asservissement de vitesse selon la démarche proposée au Chapitre II.2, il est nécessaire d'avoir un bond graph en causalité intégrale. Dans ce cas, en prenant en considération l'hypothèse précédente sur la rigidité de la chaîne de transmission, une concaténation des éléments inertiels  $J_{mot}$ ,  $J_1$  et  $J_2$  est effectuée. Une inertie équivalente ( $J_{eq}$ ) est donc retenue pour l'ensemble des arbres de transmission. De même, des opérations de concaténation des éléments de



transformation (TF) et des éléments dissipatifs (R) sont effectuées. Le BG en causalité intégrale obtenu à la suite de cette modification est représenté en Figure III.9. Les expressions de ces différents éléments équivalents sont détaillées en Annexe E.

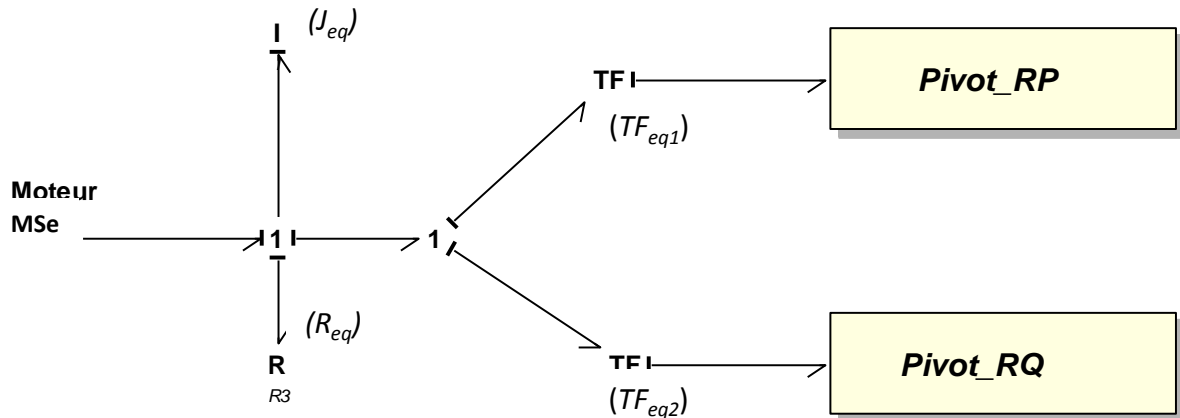


Figure III.9 - BG en causalité intégrale de la partie 1 : du moteur aux rotors

A partir du modèle BG en causalité intégrale, il est possible d'établir la transformation en représentation énergétique macroscopique afin d'exploiter les principes d'inversion pour la structuration de la commande. Il s'agit ici d'appliquer les deux dernières étapes de l'approche de complémentarité entre les deux outils BG et REM proposée dans le Chapitre II. En effet, sur la plupart des hélicoptères, il existe une boucle de régulation automatique de la vitesse de rotation du moteur. Dans la suite de cette étude, nous supposons que cette régulation est parfaite et la modélisons par une simple source (parfaite) contrôlable de vitesse, comme décrit par la Figure III.10.



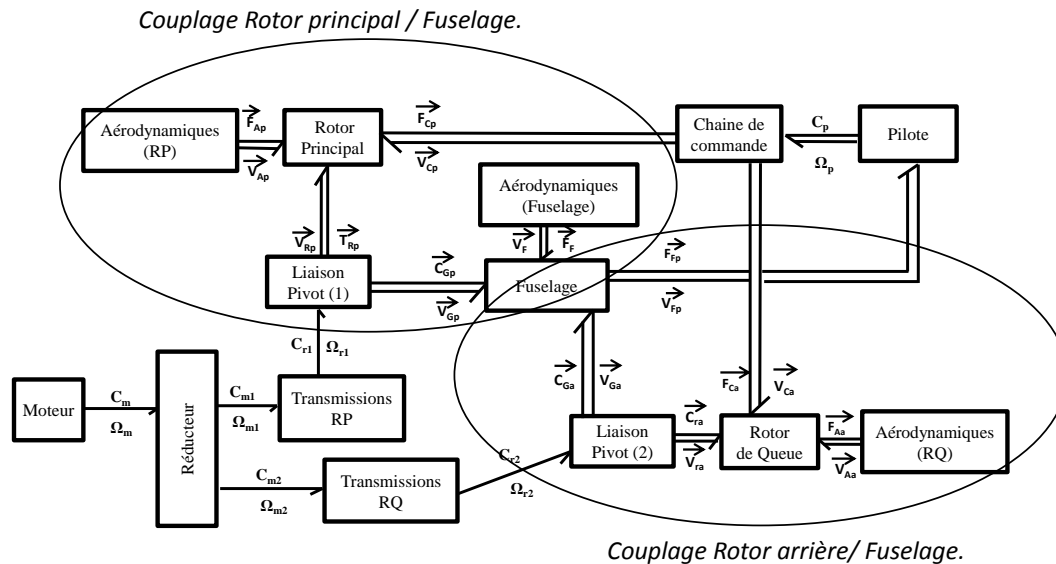
Figure III.10 - Modélisation bond graph de la motorisation en tant que source de vitesse

- Partie 2 : Rotors et fuselage

Cette partie de modélisation se décompose en deux sous-parties similaires : le couplage entre le rotor principal et le fuselage et celui entre le rotor arrière et le fuselage (Figure III.11).

La modélisation des couplages aéroélastiques multidimensionnels entre rotors et fuselage est intéressante pour l'analyse et la prédiction des comportements instables récurrents de l'hélicoptère comme la résonance air et la résonance sol qui

seront expliqués dans le Chapitre IV. Dans l'idéal, pour avoir un modèle global suffisamment prédictif de ce type de comportements, il aurait été intéressant qu'il prenne en compte un grand nombre de sous-systèmes (rotors, chaîne de commande, fuselage, train d'atterrissage, pilote, etc.).



**Figure III.11 - Parties couplage rotors-fuselage**

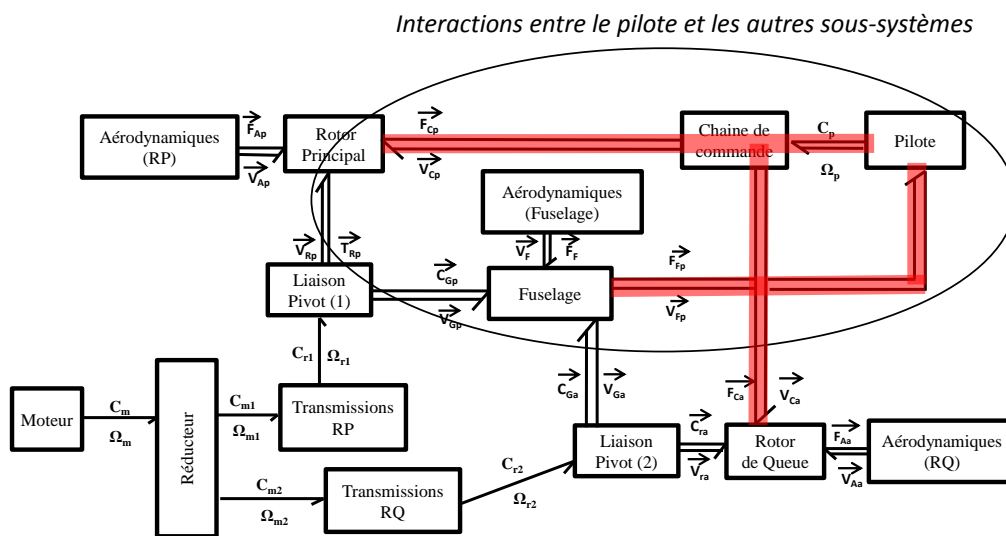
Dans un premier temps, ce travail propose de ne tenir compte que de la partie composée du rotor principal et du fuselage, correspondant aux deux principaux sous-systèmes incontournables pour une modélisation des comportements dynamiques de l'hélicoptère (couplages rotor-fuselage). Dans ce cadre l'originalité du travail consistera en l'utilisation du multibond graph (chapitre II.1.3) pour plusieurs raisons. L'obtention d'une représentation basée sur un langage unifié de ces sous-systèmes facilitera l'intégration des représentations d'autres éléments tels que la chaîne de commande (électrique, mécanique et hydraulique), le pilote (biomécanique) ou encore train d'atterrissage, etc. Un deuxième avantage figure dans l'exploitation de l'aspect graphique pour étudier les propriétés structurelles et, si possible, en déduire des lois de commande afin d'anticiper la récurrence des phénomènes mal maîtrisés.

- **Partie 3 : Interactions entre le pilote et les autres parties**

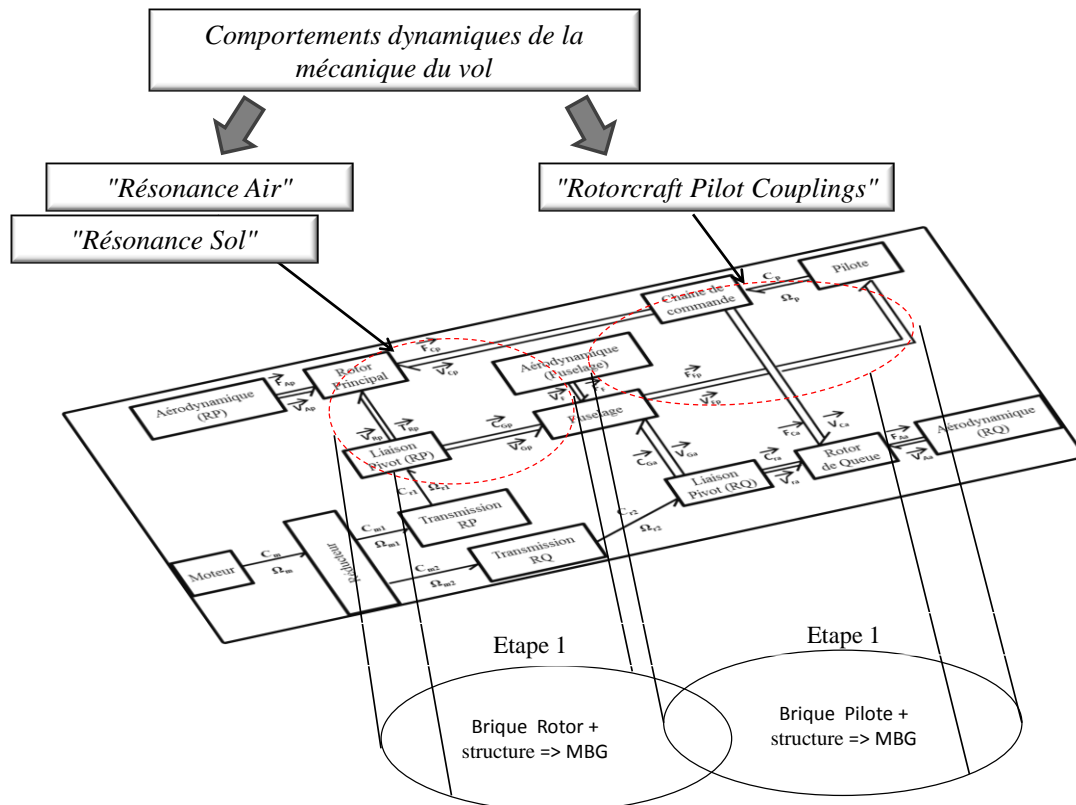
Le pilote agit sur les commandes de vol et contrôle ainsi la portance de l'appareil en modifiant les angles d'incidence de chacune des pales des rotors. Dans le cadre des chaînes mécaniques actuelles, il est fait en sorte que le pilote perçoive un retour d'effort au travers des manches. D'autre part, le pilote est soumis aux

mouvements du fuselage, ce qui peut provoquer de la réinjection dans les commandes (Figure III.12).

La compréhension des couplages aéroélastiques multidimensionnels entre le pilote et les autres sous-systèmes est également intéressante pour l'analyse et la prédiction de comportements dynamiques récurrents de l'hélicoptère, principalement connus sous le nom "Rotorcraft Pilot Couplings" (RPC) [Pavel - 2008 ; Pavel - 2010].



**Figure III.12 - Interactions entre le pilote, les rotors et le fuselage**



**Figure III.13** – Prochaines étapes de la représentation multiniveau

Dans le contexte d'une représentation multiniveau (Figure III.13), la brique contenant le modèle du pilote ne peut être construite avant la brique constituée par le rotor et le fuselage. Les travaux de cette thèse se focalisent donc, pour la suite, sur la représentation de la deuxième partie (Figure III.11), correspondant au corps de l'hélicoptère, afin d'étudier les comportements dynamiques spécifiques à la mécanique de vol tels que la résonance sol ou la résonance air.

## III.2. Modélisation des sous-systèmes rotor et fuselage

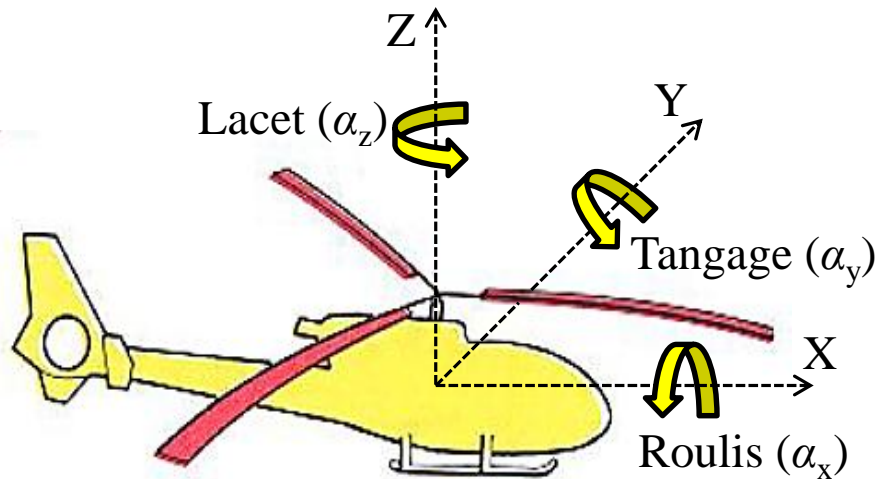
La modélisation du sous-système rotor-fuselage est traitée dans cette section. Il est donc nécessaire de présenter, dans un premier temps, la composition de ces éléments et de comprendre leur comportement physique. Cette analyse est suivie d'une brève étude bibliographique sur les modélisations existantes des rotors. Finalement, la modélisation multibond graph des sous-systèmes rotor et fuselage est proposée.

### III.2.1. Description des principaux degrés de liberté

- Les degrés de liberté du fuselage :

Pour une facilité d'analyse en première approche, nous considérons pour ces travaux que l'ensemble formé par le fuselage, la boîte de transmission principale BTP et le train d'atterrissage est un unique sous-système rigide nommé fuselage. Les déformations de la structure de l'hélicoptère ne sont donc pas considérées dans cette étude. Nous nous limitons ainsi à la description des mouvements de corps rigide du fuselage selon les six degrés de liberté décrits en Figure III.14. Ces mouvements sont, d'une part, les trois mouvements de rotation de roulis ( $\alpha_x$ ), tangage ( $\alpha_y$ ) et lacet ( $\alpha_z$ ), respectivement autour des trois axes X, Y et Z, et d'autre part, les déplacements de translation du centre de gravité de l'hélicoptère selon ces trois mêmes axes. Ces degrés de liberté sont contrôlés au travers de deux rotors.

La constitution du rotor arrière ainsi que son comportement sont relativement proches de ceux du rotor principal, avec un degré de complexité moindre : les pales de ce rotor ne comportent qu'un seul degré de liberté en pas, contrôlé de façon collective. En raison de l'hypothèse consistant à considérer le fuselage comme un corps rigide, le couplage fuselage - rotor arrière ne présente pas d'intérêt particulier dans cette modélisation. Seule son action anti-couple sera supposée parfaite et modélisée par un blocage de l'axe de lacet.



**Figure III.14** - Définition des 6 degrés de liberté du fuselage

Le rotor principal est composé du mat rotor, en rotation par rapport au fuselage, et de la tête rotor ou "moyeu", composant qui assure les liaisons entre les pales et le mat. Un rotor peut comporter deux pales ou plus. Les rotors à deux pales sont généralement exempts de mouvement de trainée de par leur conception (liaisons pales-moyeu et inter-pales), ce qui limite naturellement l'apparition de certains phénomènes d'instabilité. Pour ces travaux, seuls les cas des rotors à plus de deux pales sont donc considérés. De plus ils constituent la totalité de la gamme

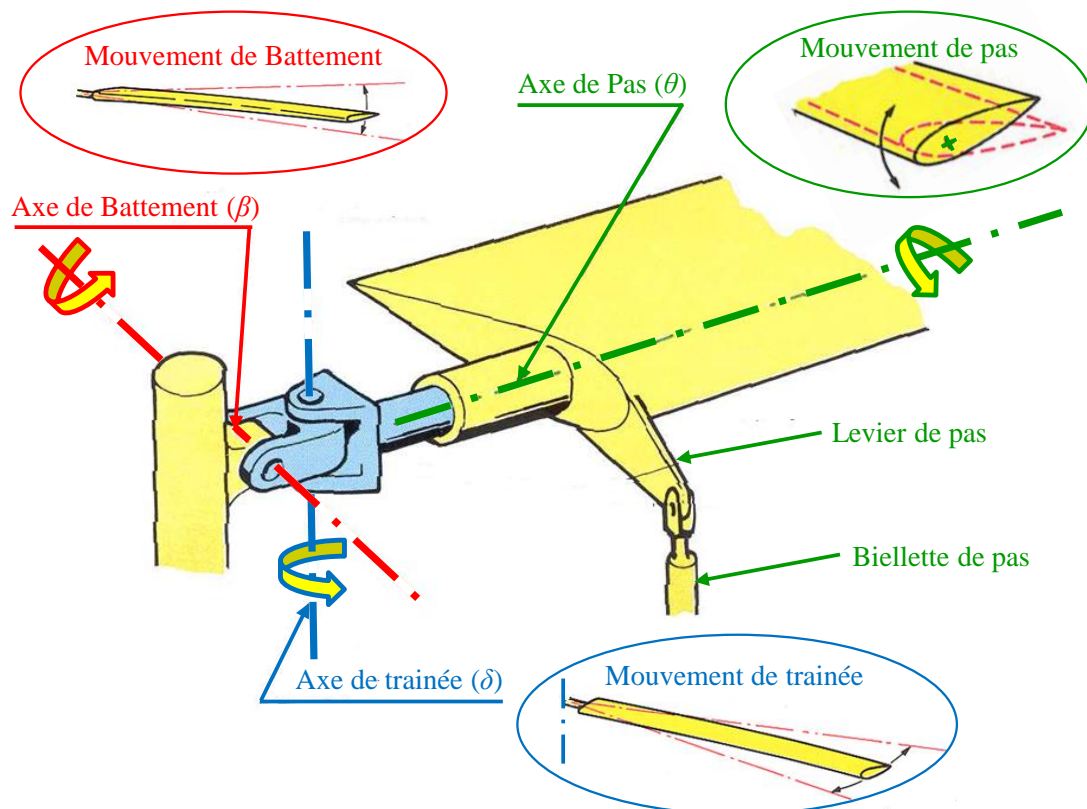
d'Eurocopter, entreprise du consortium EADS auquel la fondation d'entreprises EADS est associée.

- **Les degrés de liberté des pales :**

Les pales sont mises en rotation par la motorisation. La pale est alors soumise à des effets d'inertie, à des actions aérodynamiques, à la réaction d'attache et à son poids propre. Les effets du poids sont négligeables par rapport aux effets des autres actions.

D'un point de vue comportement, il est nécessaire de laisser des degrés de libertés de la pale par rapport au moyeu (3 rotations). Nous présentons ces trois mouvements de la pale :

*Le mouvement de pas*, exprimé par l'angle  $\theta$ , correspond à la rotation de la pale autour de son axe longitudinal  $X_p$  (Figure III.15). Le mouvement de pas est utilisé pour assurer la variation d'incidence de la pale, et donc des efforts aérodynamiques auxquels elle est soumise pour permettre ainsi le contrôle de l'appareil. Il est contrôlé par l'action du pilote sur les manches de commande (collectif et cyclique). Au travers de la chaîne de commande, il agit sur le plateau de commande qui, par l'intermédiaire de la biellette de pas et du levier de pas (Figure III.15), fait pivoter la pale autour de son axe longitudinal (nommé axe de pas). Cette opération permet de contrôler les efforts de portance des différentes pales, collectivement par le manche collectif, et de façon cyclique par le manche cyclique, afin de contrôler l'action de portance globale équivalente du rotor en intensité et en direction.



**Figure III.15** - Définition des 3 degrés de liberté d'une pale d'hélicoptère [Raletz - 1990]

Le **mouvement de battement** correspond à la rotation de la pale autour de l'axe  $Y_p$  et est exprimé par l'angle de battement  $\beta$  (Figure III.15). Le mouvement de battement est indispensable et donc fonctionnel. Sans ce degré de liberté, le vol de l'hélicoptère en avancement devient impossible. En effet, sans articulation de battement, la superposition du mouvement d'avance et de la rotation du rotor crée une dissymétrie de la répartition des efforts de portance en vol d'avancement. Il en résulte un moment des efforts aérodynamiques créant un mouvement de roulis qui rend impossible le pilotage de l'hélicoptère [Raletz - 1990].

Le **mouvement de trainée** correspond à la rotation de la pale dans le plan de rotation, autour de l'axe vertical  $Z_p$  et est exprimé par l'angle de trainée  $\delta$  (Figure III.15). Ce mouvement est introduit par les hélicoptéristes sur les rotors à plus de deux pales, d'une part pour limiter les contraintes en pied de pale, et d'autre part, par le biais des effets d'inertie, pour limiter l'amplitude de battement. Le mouvement de trainée pouvant se coupler avec le mouvement du fuselage et être à l'origine, dans certaines configurations, des phénomènes de résonance sol (RS) et/ou de résonance air (RA), les hélicoptéristes introduisent un amortissement et/ou une raideur sur cette articulation de manière à éviter, par la conception, ces phénomènes d'instabilité.

Ces trois degrés de liberté par pale sont importants à prendre en compte dans la modélisation. Les technologies des liaisons pale-moyeu varient suivant le type de rotor. Elles peuvent être réalisées sous forme d'articulations réelles, liaisons pivot à roulements par exemple, ou "fictives", par l'intermédiaire d'éléments déformables en pied de pale. Dans tous les cas, le montage pale-moyeu doit permettre un déplacement de la pale selon 3 degrés de liberté en rotation, tels qu'illustrés sur la Figure III.15.

### *III.2.2. Approches d'analyse énergétique du rotor principal*

Il existe deux principales approches d'analyse d'un rotor :

La première est une approche de calcul de puissance avec un objectif de pré-dimensionnement du rotor et permet principalement de déterminer la puissance du moteur et de définir les principales caractéristiques du rotor (diamètre, nombre de pales, vitesse de rotation). Pour cette méthode, le bilan de puissance se résume à considérer l'égalité entre la puissance mécanique fournie par la motorisation et la puissance nécessaire au vol [Rougier - 2007]. La puissance nécessaire au vol est décomposée en plusieurs contributions :

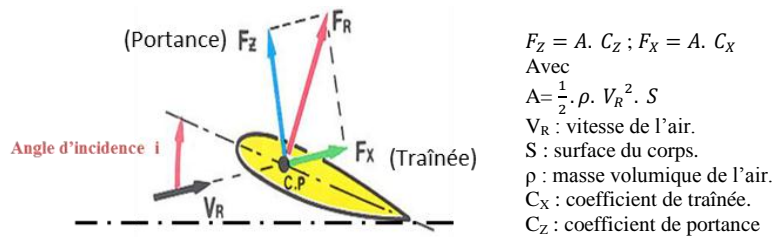
- la puissance du rotor principal, comprenant généralement la puissance induite, ou puissance de Froude, liée à la mise en mouvement du fluide et assurant la sustentation, et la puissance de profil, due au frottement de l'air sur la pale ;
- la puissance de fuselage, qui correspond à la puissance dépensée pour vaincre la trainée du fuselage ;
- la puissance du rotor arrière ;
- la puissance consommée par les accessoires (réseaux hydraulique et électrique de bord).

Les pales ne sont pas modélisées une à une dans cette approche globale. Elle n'est pas adaptée pour les objectifs de ces travaux, car elle ne fait pas apparaître les relations entre variables de flux et variables d'effort et car elle ne prend pas en compte les grandeurs de commande de l'hélicoptère.

La deuxième approche permet d'avoir une plus grande précision de modélisation du comportement en fonction des paramètres du rotor. La méthode utilisée est basée sur la théorie d'éléments de pale décrite dans [Martini - 2008] et [Raletz - 1990]. Elle s'appuie sur une discrétisation longitudinale des pales en



éléments de longueur  $dl$  et permet d'analyser les efforts agissant sur ces éléments de pale, tel que décrit par la Figure III.16.



**Figure III.16** - Efforts appliqués sur un profil de pale [Raletz - 1990]

Les forces appliquées sur un profil de pale, sont exprimées en fonction de coefficients de traînée et de portance,  $C_X$  et  $C_Z$ , qui dépendent de l'angle d'incidence. La variation de l'angle d'incidence, qui modifie le coefficient de portance  $C_Z$ , se fait par l'action du pilote sur les leviers de commande. Cela correspond, sur un hélicoptère, au seul moyen de contrôle des rotors principal et arrière [Raletz - 1990]. Cette approche semi-empirique est basée sur des études expérimentales en soufflerie pour l'identification des caractéristiques aérodynamiques du profil de pale. Dans la pratique, il peut être difficile de déterminer les efforts de portance et de traînée à cause des interactions fluide-structure, d'un champ de vitesse relative air/pale non constant et de la non-linéarité générée par les différents écoulements (laminaire, turbulent, vortex, ...). Pour prendre en compte ces phénomènes, les modélisations quasi-statiques ne suffisent plus. Ainsi, il est nécessaire de faire appel à des modélisations numériques de la dynamique des fluides (CFD, Computational Fluid Dynamics).

Les deux approches existantes de modélisation du rotor n'apportent pas les éléments suffisants qui répondent à nos besoins de modélisation par bond graph. La première approche d'analyse est trop globale et sert à faire du prédimensionnement, tandis que la deuxième, plus précise et plus lourde, sert à faire de l'optimisation une fois que le prédimensionnement est réalisé. Il n'y a pas d'outil intermédiaire.

Pour une première modélisation de rotor par bond graph, nous choisissons une complexité intermédiaire en considérant chaque pale comme un sous-système soumis à un effort de portance moyen et en liaison avec le fuselage au travers du mat rotor. Plus tard, il sera intéressant d'avoir une modélisation plus précise (plutôt proche de la deuxième approche d'analyse par éléments de pale) pour tenir compte de la déformation des pales et de la répartition de l'effort aérodynamique. Une piste pourra être de considérer chaque pale comme une association de plusieurs solides reliés par des éléments de raideurs.

### III.2.3. Modélisation MBG du sous-système rotor-fuselage

Nous nous intéressons pour notre étude à un hélicoptère lourd ("heavy", 9-12 tonnes), ayant un rotor principal à quatre pales. La représentation MBG du sous-système rotor-fuselage est effectuée en quelques étapes. Tout d'abord, une description cinématique du sous-système rotor-fuselage ainsi que les hypothèses de modélisation considérées pour cette étude sont exposées. Le modèle MBG de l'ensemble est ensuite construit, et une validation quasi-statique du comportement du modèle est proposée.

#### III.2.3.1. Description cinématique du sous-système rotor-fuselage

L'ensemble considéré comporte le fuselage, l'arbre rotor ("rotor hub") et les quatre pales ("blades"). L'arbre du rotor est attaché au fuselage par l'intermédiaire d'une liaison pivot ("pivot link"). Chacune des pales est attachée à l'arbre par l'intermédiaire de l'équivalent d'une liaison rotule ("ball joint") pour assurer les trois degrés de liberté de rotation évoqués précédemment. La Figure III.17 montre le schéma cinématique du système rotor-fuselage.

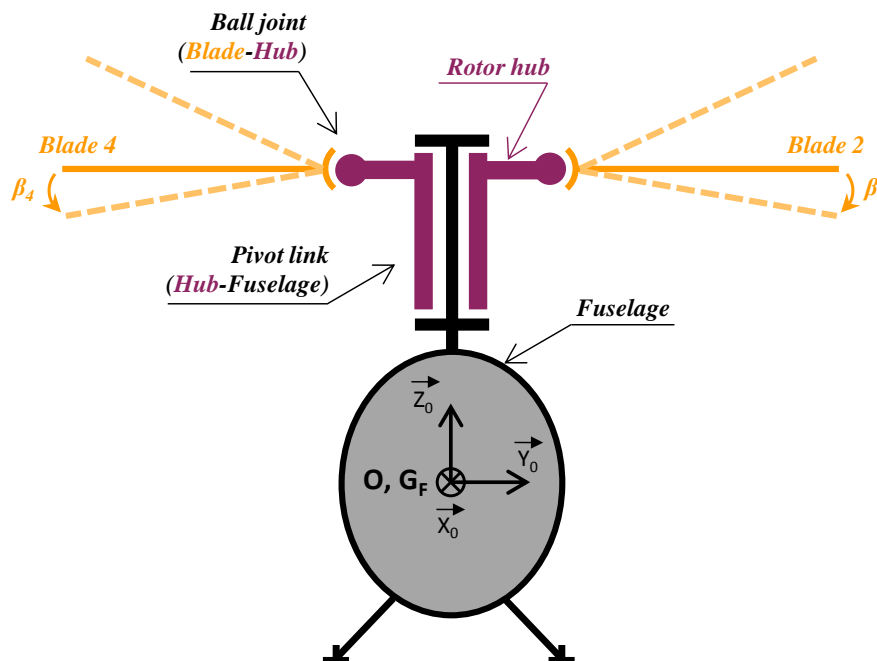
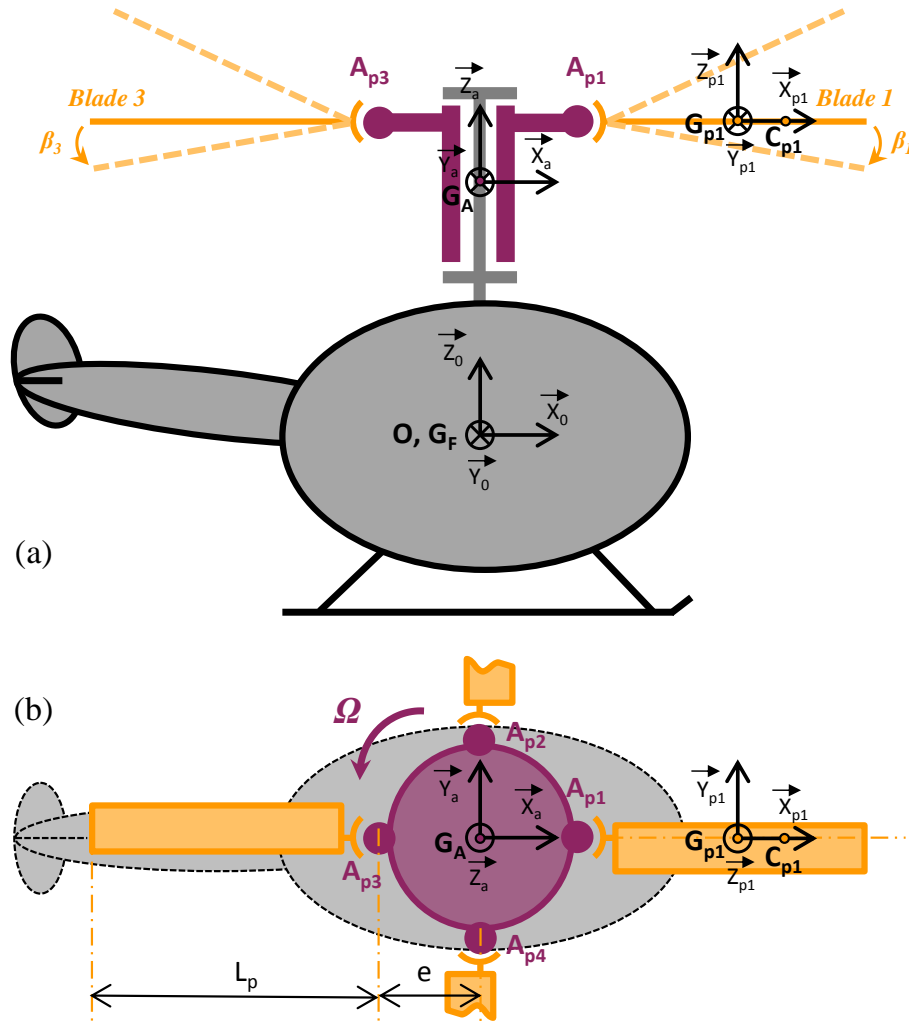


Figure III.17 - Schéma cinématique du système rotor-fuselage (vue de face)



**Figure III.18** - Définition des repères et points d'attache des solides (vues de côté (a) et de dessus (b))

On définit les repères des différents solides présentés dans la Figure III.18-a :

- $R_g (O, X_0, Y_0, Z_0)$  repère galiléen ;
- $R_f (G_F, X_f, Y_f, Z_f)$  repère lié au fuselage (confondu en position initiale avec le repère galiléen) ;
- $R_a (G_A, X_a, Y_a, Z_a)$  repère lié à l'arbre rotor ;
- $R_{pi} (G_{pi}, X_{pi}, Y_{pi}, Z_{pi})$  repère lié à la pale  $n^oi$ .

$G_A$ ,  $G_F$  et  $G_{pi}$  définissent respectivement les centres de gravité du fuselage de l'arbre rotor et de la pale  $i$ . Nous supposons ainsi que les repères liés aux solides sont les repères des axes principaux d'inertie.

La Figure III.18-b montre une vue de dessus du rotor. Le point  $G_A$  correspond au centre d'inertie du mat rotor.  $A_{pi}$  définit le centre de la liaison entre l'arbre et la pale  $i$  et se trouve à une distance  $e$ , nommée excentricité du rotor, de l'axe  $Z_a$  de rotation du rotor. Le centre de gravité de la pale,  $G_{pi}$ , se trouve à une distance  $(L_p/2)$  du point d'attache  $A_{pi}$ , avec  $L_p$  la longueur de la pale. Le modèle des efforts

aérodynamiques retenu définit  $C_{pi}$  comme le centre de poussée, point d'application de la force aérodynamique équivalente d'une pale  $i$ . Ce dernier est placé à une distance égale à  $0.7 \cdot R$  de l'axe  $Z_a$  [Raletz - 1990].  $R$  est le rayon du disque rotor et est égal à la somme de la longueur de la pale ( $L_p$ ) et de l'excentricité ( $e$ ). Les différentes pales sont équiréparties autour de la tête rotor. Les coordonnées du point d'attache ( $A_{pi}$ ) de la pale  $i$  par rapport au centre du repère du fuselage  $G_F$  sont définies, à partir de l'angle  $\Psi_{pi}$  entre la pale  $i$  et la pale alignée avec l'axe  $X_0$  en position initiale (numérotée 1), selon les relations suivantes :

$$\Psi_{pi} = (i - 1) * \left( \frac{2 * \pi}{N} \right) \quad (3.1)$$

$$\begin{cases} X_{Api} = e * \cos \Psi_{pi} \\ Y_{Api} = e * \sin \Psi_{pi} \\ Z_{Api} = 2,625 \text{ m} \end{cases} \quad (3.2)$$

Avec  $N$ , le nombre de pales (égal à 4 pour l'hélicoptère considéré),  $Z_p$ , la position verticale des points d'attache des pales par rapport à l'origine du repère du fuselage, étant entendu que l'inclinaison du mât rotor de quelques degrés par construction est négligée et que, par abus de langage, l'axe  $Z$  du fuselage est dénommé vertical.

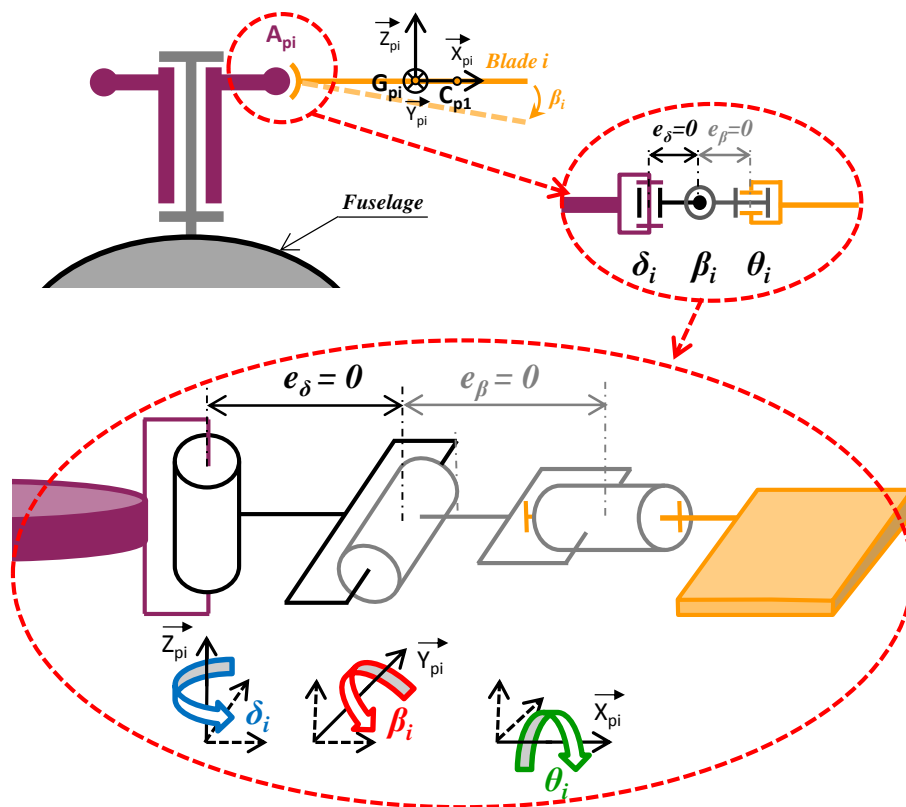


Figure III.19 – Décomposition cinématique de la liaison entre une pale  $i$  et l'arbre rotor

La liaison rotule entre une pale et l'arbre rotor est composée de trois liaisons pivot, comme illustré par le schéma cinématique de la Figure III.19. Le modèle retenu considère les centres de ces liaisons comme coïncidents au point  $A_{pi}$ , mais l'ordre dans lequel les articulations sont modélisées est important et doit être le suivant (pour être en accord avec les considérations et les définitions habituelles des gens du métier) :

- 1- la trainée ( $\delta_i$ ) ;
- 2- le battement ( $\beta_i$ ) ;
- 3- le pas ( $\theta_i$ ).

La Figure III.19 définit également la convention de signe adoptée pour ces trois angles.

#### III.2.3.2. Hypothèses de modélisation pour le sous-système rotor-fuselage

Les frontières du sous-système étudié sont constituées par des sources qui modélisent les sous-systèmes environnants. Pour le sous-système rotor-fuselage, ces sources représentent la motorisation, les commandes de pas des pales et les sources aérodynamiques, avec les hypothèses suivantes :

- **La Motorisation :**

La motorisation thermique, considérée comme principale source de puissance mécanique de l'hélicoptère, est supposée parfaitement asservie en vitesse. De plus, l'ensemble de la transmission mécanique entre le moteur et le rotor principal est supposé parfaitement rigide. En conséquence, l'ensemble {moteur – transmission – asservissement}, incluant les étages de réduction (Figure III.6, TF2 sur la Figure III.9), est assimilé à une source de flux parfaite qui impose la vitesse de l'arbre du rotor quel que soit le couple de charge. Cette source de flux, représentée par l'élément "MSf" (Source de flux modulée) sur le bond graph monodimensionnel de la Figure III.10, est contrôlable pour permettre la simulation de l'accélération du rotor, depuis les conditions initiales nulles jusqu'à la vitesse nominale constante  $\Omega_N = 27.75 \text{ rad.s}^{-1}$ , et contrôle l'unique degré de liberté de la liaison pivot entre le fuselage et le rotor principal ("PIVOT - RP" sur la Figure III.10).

- **La commande de pas :**

Le pilote agit sur les commandes de vol à travers la chaîne de commande sur le rotor principal afin de modifier l'incidence des pales. Cette action permet de varier la portance des pales et par conséquent la portance de l'appareil.

Pour cette étude, l'action du pilote sur le rotor est modélisée par des sources de flux permettant le contrôle des angles de pas. Ces angles sont fournis par la relation de l'équation (3.3). Cette dernière est fonction des commandes de pas collectif ( $\theta_0$ ) et cyclique ( $\theta_{1c}$  et  $\theta_{1s}$ ) que le pilote peut modifier, et correspond à la décomposition des mouvements de pas de chaque pale par la transformation de Coleman [Krysinski - 2011]. Cette transformation est employée pour la modélisation cinématique des plateaux de commande qui permettent le passage du repère "fixe" (par rapport au fuselage) au repère tournant du rotor.

$$\theta_i(t) = \theta_0(t) + \theta_{1c}(t) * \cos(\Omega.t + \Psi_{pi}) + \theta_{1s}(t) * \sin(\Omega.t + \Psi_{pi}) \quad (3.3)$$

Dans la représentation BG, les variables d'entrée et les variables échangées entre les éléments doivent être sous forme de variables de flux ou de variables d'effort. Ainsi, dans le modèle de la Figure III.20, chaque signal d'angle de pas, en sortie du bloc de transformation, est dérivé afin d'obtenir le signal de vitesse correspondant. Les vitesses obtenues permettent d'alimenter les sources de flux modulées qui contrôlent le degré de liberté de chaque articulation de pas.

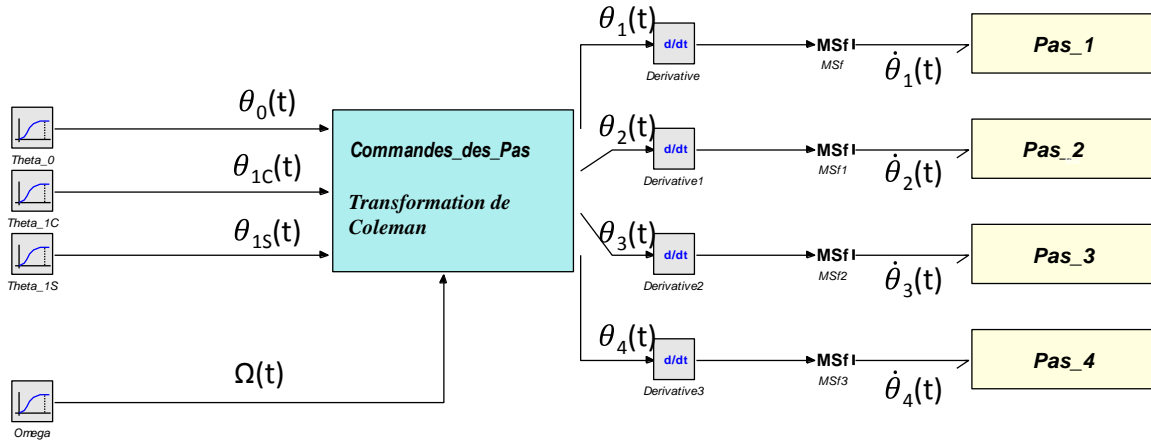


Figure III.20 - Modélisation bond graph des entrées de commande de pas

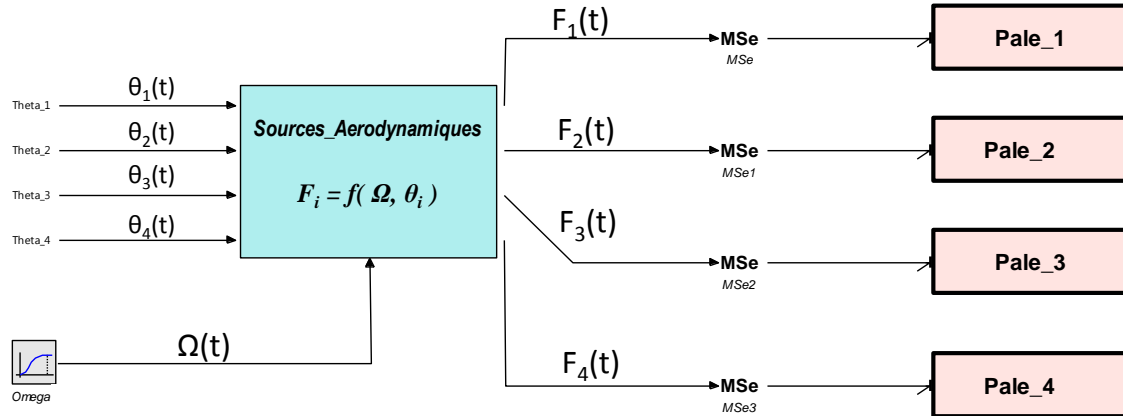
- Les sources aérodynamiques :

Les efforts aérodynamiques de trainée s'exerçant sur le fuselage ne sont pas considérés dans cette étude. Un modèle aérodynamique quasi-statique est considéré pour chaque pale [Krysinski - 2011]. Ce modèle prend en compte les variables d'entrée des deux sources précédemment décrites : la vitesse de rotation du rotor principal  $\Omega$  et l'angle de pas  $\theta_i$  de la pale  $i$  (Figure III.21). L'effort de portance  $F_i$  est exprimé par l'expression (3.4) suivante :

$$F_i = \frac{1}{2} * \rho * \alpha * C_{zp} * \theta_i * \Omega^2 * \frac{R^3}{3} \quad (3.4)$$

Avec :

- $\rho$  : masse volumique de l'air [ $\text{kg.m}^{-3}$ ] ;
- $\alpha$  : corde du profil de la pale [m] ;
- $C_{zp} \cdot \theta_i = C_z$  : coefficient de portance, en faisant l'hypothèse d'égalité entre l'angle d'incidence et l'angle de pas  $\theta_i$  ;
- $R$  : rayon du disque rotor [m].



**Figure III.21** - Entrées des sources d'efforts aérodynamiques

La résultante aérodynamique  $F_i$  de l'équation (3.4) permet d'alimenter la source d'effort modulée (Mse) appliquée sur chaque pale  $i$  (Figure III.21) en leur centre de poussée  $C_{pi}$  suivant la direction de l'axe  $Z_{pi}$  du repère de la pale  $R_{pi}$ . Seule la composante de portance (selon la direction  $Z_{pi}$ ) est prise en compte dans cette étude, et le modèle quasi-statique utilisé ne permet pas de prendre en compte l'influence de l'angle de battement sur l'amortissement.

### III.2.3.3. Représentation MBG du sous-système rotor-fuselage

A partir du modèle cinématique du système rotor-fuselage proposé en Figure III.17 et des hypothèses choisies pour la modélisation de ses entrées, le multi bond graph de la Figure III.22 est construit.

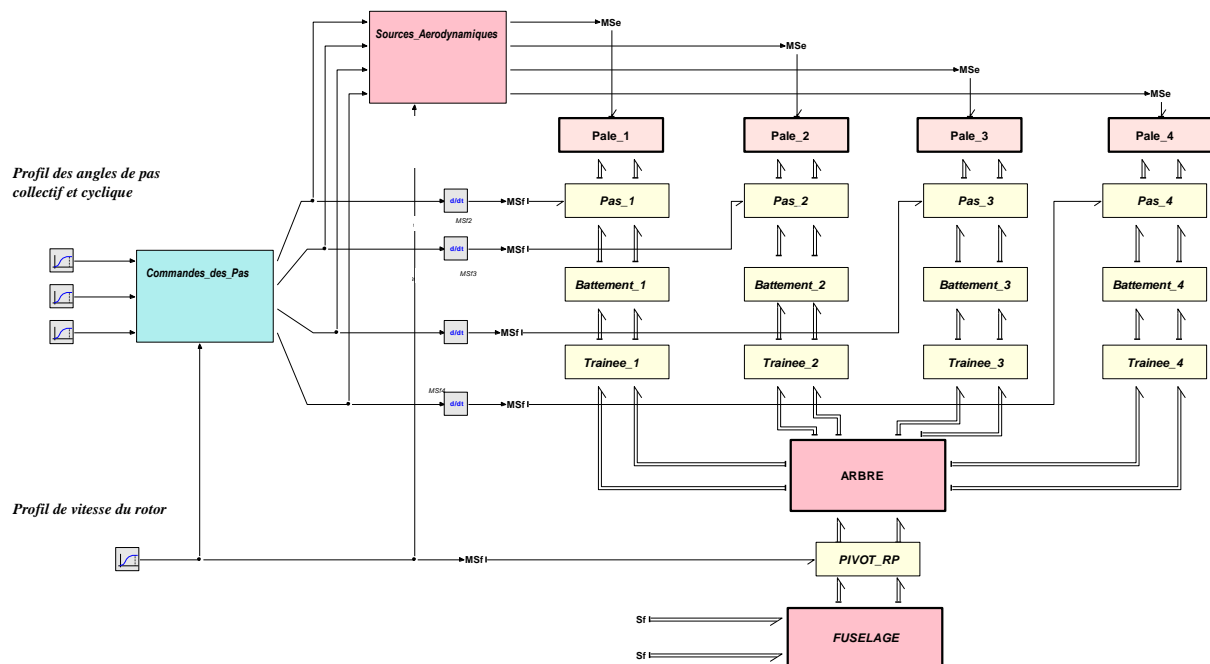


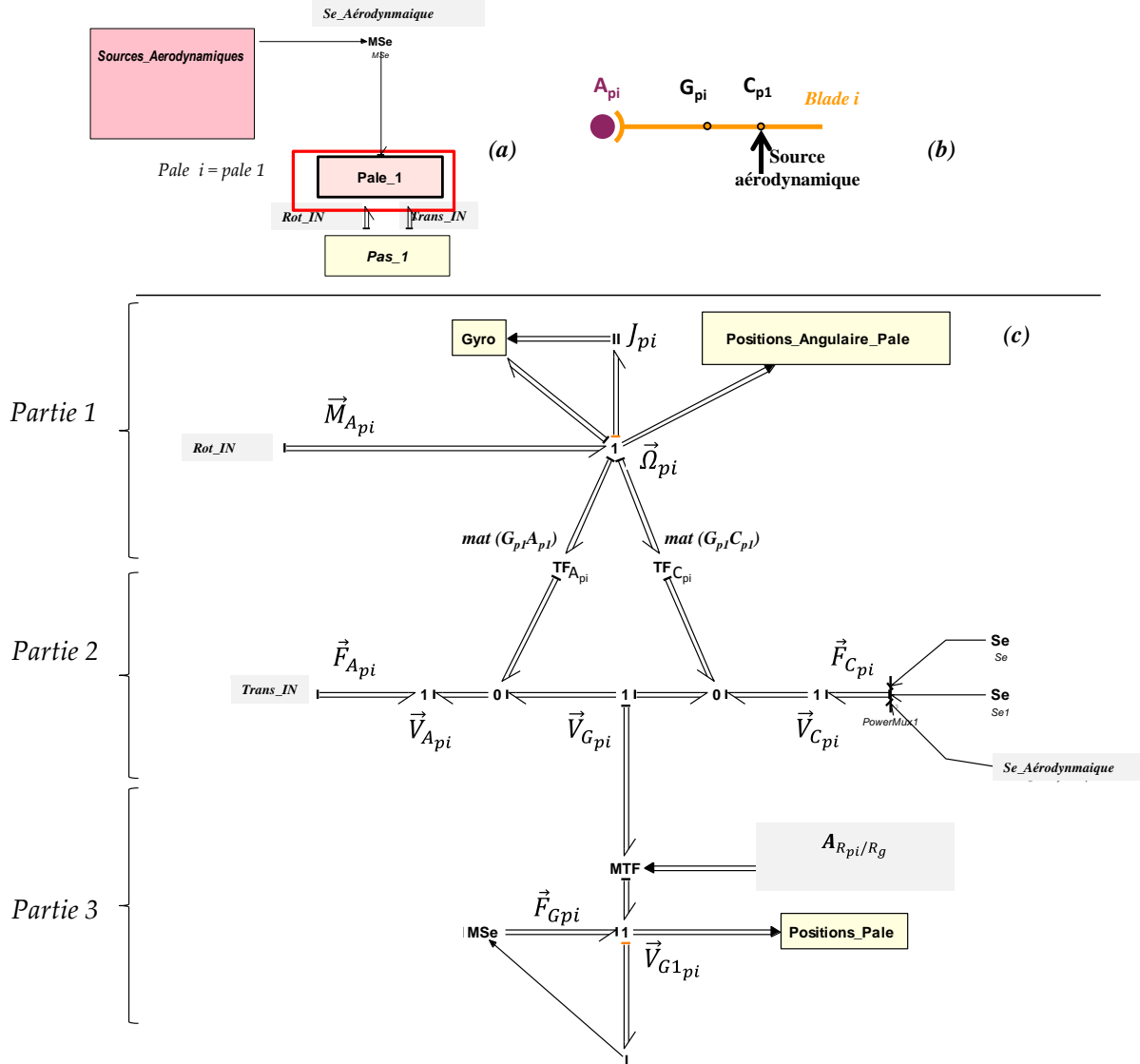
Figure III.22 - Représentation MBG du sous-système rotor-fuselage

On distingue deux éléments principaux du MBG :

- **Représentation MBG d'un solide rigide en mouvement :**

La représentation utilisée est basée sur les équations de Newton Euler. Plusieurs travaux existent sur la modélisation MBG d'un solide en mouvement [Vergé - 2004 ; Marquis - 1997 ; Borutzky - 2010]. La représentation des différents solides du modèle est inspirée de ces travaux et prend en compte les hypothèses fixées précédemment. La Figure III.23 illustre la représentation MBG d'un solide rigide au travers de l'exemple d'une pale du rotor. Cette dernière est composée de trois parties principales : la partie supérieure (1) décrivant la dynamique de rotation, la partie inférieure (3) décrivant la dynamique de translation et la partie centrale (2) décrivant les relations entre les vitesses et les transformations nécessaires.





**Figure III.23** - MBG d'un solide en mouvement - Exemple d'une pale de rotor (c), frontières du solide considéré (a), cinématique du solide considéré(b)

Dans la partie (1) de la représentation, la jonction "1" représente la vitesse de rotation absolue  $\vec{\Omega}_{pi}$  du centre d'inertie de la pale par rapport au repère galiléen, exprimée dans le repère local du solide. La somme des efforts au niveau de cette jonction respecte l'équation (3.5) d'Euler [Borutzky - 2010] :

$$J_{pi} \frac{d\vec{\Omega}_{pi}}{dt} + \vec{\Omega}_{pi} \wedge (J_{pi} \cdot \vec{\Omega}_{pi}) = \vec{M}_{A_{pi}} - (TF_{A_{pi}})^T \cdot \vec{F}_{A_{pi}} - (TF_{C_{pi}})^T \cdot \vec{F}_{C_{pi}} \quad (3.5)$$

- $J_{pi}$  est la matrice d'inertie de la pale  $i$  (au centre de gravité). Cette matrice est supposée diagonale.
- Le terme non linéaire "Gyro", permet de calculer le couple de Coriolis et correspond au produit vectoriel de la vitesse de rotation avec le produit de cette dernière avec la matrice d'inertie.

- $TF_{A_{pi}}$  et  $TF_{C_{pi}}$  représentent les matrices asymétriques (voir équation (3.6)) assurant les transformations entre le centre d'inertie  $G_{pi}$  de la pale  $i$  et les deux points caractéristiques de la pale où sont appliqués les efforts extérieurs. Le premier,  $A_{pi}$  (matrice  $TF_{A_{pi}}$ ), est le point d'attache avec l'arbre. Le second,  $C_{pi}$  (matrice  $TF_{C_{pi}}$ ), est le point d'application des efforts aérodynamiques
- $\vec{M}_{A_{pi}}$  et  $\vec{F}_{A_{pi}}$  qui apparaissent à gauche de la représentation, sont respectivement les moments et forces extérieures agissant sur la pale, et résultants des mouvements de rotation et de translation en sortie de la liaison précédente, c'est-à-dire la liaison de l'articulation de pas.
- Le vecteur d'effort  $\vec{F}_{C_{pi}}$ , apparaissant sur la partie droite de la représentation, correspondent aux efforts aérodynamiques de portance. Ces efforts sont introduits selon l'équation (3.4) à travers une source d'effort modulée (Mse) et suivant la direction  $Z_{pi}$ . Des sources d'effort nul sont utilisées pour les deux autres axes ( $Se$ ,  $Se1$ ). La pale étant l'élément terminal de la chaîne cinématique représentée, aucun autre moment ni aucune force supplémentaire ne sont à représenter.

La partie 2 représente les relations entre les vitesses des points caractéristiques de la pale et celles du centre d'inertie, exprimées par l'équation (3.6) suivante :

$$\begin{cases} \vec{V}_{A_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + \vec{\Omega}_{pi} \wedge \overrightarrow{G_{pi}A_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + TF_{A_{pi}} \cdot \vec{\Omega}_{pi} \\ \vec{V}_{C_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + \vec{\Omega}_{pi} \wedge \overrightarrow{G_{pi}C_{pi}} = \vec{V}_{G_{pi}} + TF_{C_{pi}} \cdot \vec{\Omega}_{pi} \end{cases} \quad (3.6)$$

Les vecteurs  $\overrightarrow{G_{pi}A_{pi}}$  et  $\overrightarrow{G_{pi}C_{pi}}$  définissent respectivement la position des points  $A_{pi}$  et  $C_{pi}$  par rapport au centre de gravité  $G_{pi}$  de la pale  $i$ .  $\vec{V}_{A_{pi}}$  et  $\vec{V}_{C_{pi}}$  sont les vecteurs de vitesses associés aux vecteurs d'efforts  $\vec{F}_{A_{pi}}$  et  $\vec{F}_{C_{pi}}$ , et  $\vec{V}_{G_{pi}}$  est le vecteur vitesse du centre d'inertie de la pale  $i$ . Ces vitesses sont exprimées dans le repère local de la pale.

Finalement, la partie inférieure (3) de la représentation décrit la dynamique de translation du centre de gravité de la pale selon l'équation d'Euler (3.7) :

$$M_{pi} \cdot \frac{d\vec{V}_{G1pi}}{dt} = \vec{F}_{G_{pi}} + A_{R_{pi}/R_g} \cdot (\vec{F}_{A_{pi}} + \vec{F}_{C_{pi}}) \quad (3.7)$$

- $M_{pi}$  est la matrice dite de masse de la pale. Elle est aussi diagonale.
- La jonction "1" de cette partie représente la vitesse du centre d'inertie  $\vec{V}_{G1pi}$  exprimée dans le repère galiléen. Le vecteur  $\vec{F}_{G_{pi}}$  correspond à la pesanteur

qui ne peut s'appliquer que dans le repère galiléen. La matrice  $A_{R_{pi}/R_g}$  permet d'alimenter le transformateur modulé (MTF) et d'établir les transformations nécessaires entre le repère local de la pale et le repère galiléen.

$$A_{R_{pi}/R_g} = PVT_{Pas_i} * PVT_{Batt_i} * PVT_{Train_i} * PVT_{R_{pi}/R_a} * PVT_{R_a/R_f} * CRD_{R_f/R_g} \quad (3.8)$$

Avec :

- $CRD_{R_f/R_g}$  : la matrice qui permet le passage entre le repère local du fuselage ( $R_f$ ) et le repère galiléen ( $R_g$ ). Les coordonnées de cardan sont choisies pour cette transformation, c'est-à-dire les rotations dans l'ordre autour des axes de roulis, de tangage et de lacet.
- $PVT_{R_a/R_f}$  : la matrice de changement de repère entre l'arbre rotor ( $R_a$ ) et le repère du fuselage ( $R_f$ ). Elle prend en compte la position angulaire du rotor par rapport au fuselage.
- $PVT_{R_{pi}/R_a}$  : la matrice de changement de repère entre le repère de la pale  $i$  ( $R_{pi}$ ) et celui de l'arbre ( $R_a$ ). Elle consiste dans une rotation d'un angle  $\Psi_{pi}$  (équation (3.1)) autour de l'axe  $Z_a$  du repère lié au rotor et permet de positionner le repère de chaque pale  $i$  de manière à ce que l'axe  $X_{pi}$  soit l'axe longitudinal de la pale.
- $PVT_{Train_i}$ ,  $PVT_{Batt_i}$  et  $PVT_{Pas_i}$  : les matrices de rotation des liaisons représentant les articulations de trainée, de battement et de pas entre l'arbre et la pale  $i$ . Chacune de ces matrices prend en compte la position angulaire relative correspondant au degré de liberté considéré dans la liaison.

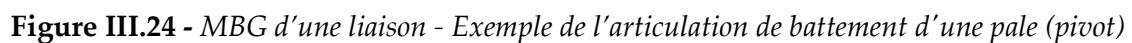
Les expressions de ces différentes matrices sont détaillées en Annexe C. La représentation des autres solides est basée sur le même principe de représentation des équations d'Euler. Les principales différences figurent au niveau des transformateurs TF définissant les points de liaison, ainsi qu'au niveau des matrices de passage entre les repères locaux et le repère galiléen  $R_g$  :

- Pour le fuselage on définit deux points d'attache, un permettant la liaison avec le sol et un permettant la liaison avec l'arbre. Le fuselage est considéré fixe dans un premier temps. Pour bloquer ses mouvements de rotation et de translation, nous appliquons des sources de flux nulles au niveau de la vitesse de rotation du centre d'inertie et au niveau de la vitesse de translation du point d'attache coté sol (Figure III.22). Par la suite, certains degrés de liberté pourront être libérés selon l'objectif de l'étude. La matrice  $CRD_{R_f/R_g}$  permet d'alimenter le transformateur modulé (MTF) et d'établir les

- Pour l'arbre rotor, on définit cinq points d'attache. Un premier permet la liaison avec le fuselage, tandis que les autres ( $A_{pi}$ ) permettent les liaisons avec les quatre pales et sont définis par l'équation (3.2). La matrice  $A_{R_a/R_g}$  de l'équation (3.9) alimente le transformateur modulé du solide (MTF) réalisant les transformations entre le repère local de l'arbre et le repère galiléen.

Les détails de modélisation de ces solides (fuselage et mât rotor) sont donnés en Annexe C.

De même que pour la représentation MBG des solides, celle des liaisons, ici des liaisons pivot, est inspirée des ouvrages [Vergé - 2004], [Marquis - 1997] et [Borutzky - 2010]. La Figure III.24 illustre la représentation MBG des liaisons au travers de l'exemple de la liaison pivot de l'articulation de battement d'une pale.



Une liaison pivot présentant, par définition, trois degrés de liaison en translation, la partie inférieure consiste en la transmission intégrale des mouvements

de translation et des efforts correspondants, de l'élément précédent (ici, la liaison de l'articulation de trainée) à l'élément suivant (ici, la liaison de l'articulation de pas). Cette transmission est établie au travers d'un transformateur modulé (décrit par  $MTF1$  dans la Figure III.24) par la matrice de rotation (ici,  $PVT_{Batt_i}$ ) qui prend en compte la position angulaire relative du degré de liberté considéré dans la liaison (ici, l'angle de battement). Cette transformation modulée intervient également dans la partie supérieure (décrite par  $MTF$  dans la Figure III.24) qui concerne les degrés de liberté et de liaison en rotation. Ces derniers sont pris en compte au travers de la jonction "0" du modèle (Figure III.24). Dans le cas de la liaison considérée, le degré de liberté en rotation autour de l'axe  $Y_{pi}$ , correspondant au battement de la pale  $i$ , est associé à un couple d'éléments R et C correspondant à l'amortissement et à la raideur de l'articulation de battement. Les vitesses relatives des deux autres dimensions, correspondant aux degrés de liaison en rotation, sont maintenues à zéro par des sources de flux nulles ( $Sf_1$  et  $Sf_2$ ).

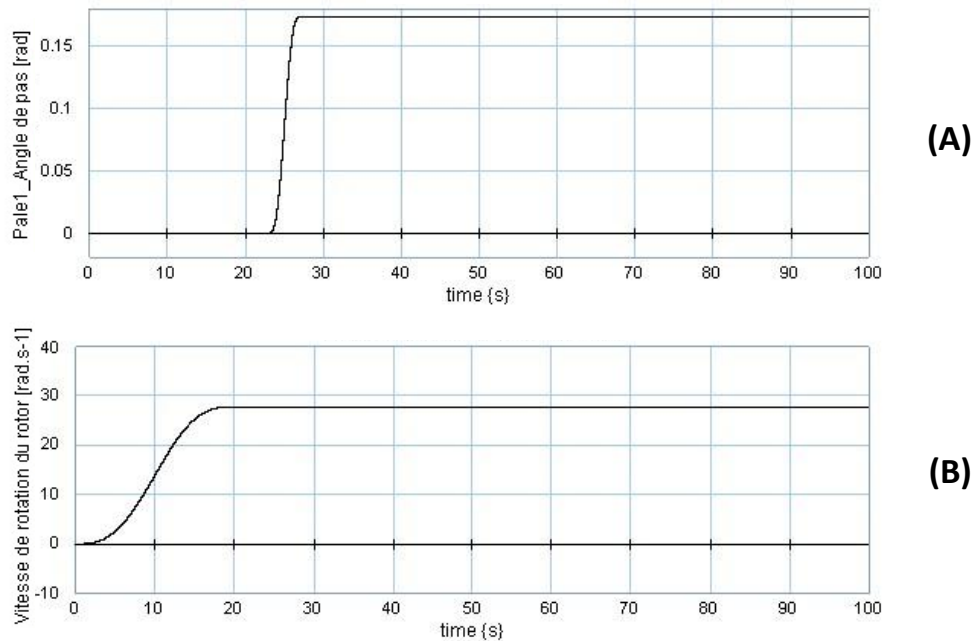
Les autres liaisons sont modélisées de manière équivalente à la liaison de battement des pales. Les degrés de liberté des liaisons de pas de pale ainsi que de la liaison entre l'arbre et le fuselage sont contrôlés par des sources de flux modulées décrites respectivement par la Figure III.20 et la Figure III.10. Les détails de modélisation concernant ces autres liaisons sont donnés en Annexe C.

#### III.2.3.4. Validation quasi-statique du modèle rotor-fuselage avec fuselage fixe

Dans cette partie, le modèle MBG est réalisé en utilisant des paramètres correspondant à un hélicoptère lourd ("heavy", 9-12 tonnes), fictif, comportant un rotor articulé. Pour une première validation, nous présentons les résultats de simulation du modèle obtenus en considérant le fuselage fixe. La simulation du modèle a été réalisée à l'aide du logiciel 20-sim (spécifique à la méthode BG) et sous des conditions spécifiques.

- **Conditions de simulation :**

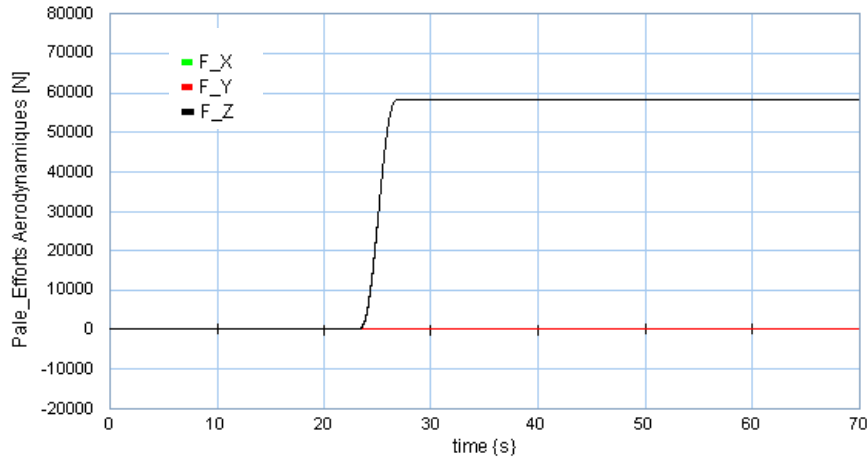
Le calcul des conditions initiales spécifiques pour chaque élément du modèle (solides en mouvement ou liaisons), se trouve être une tâche difficile en raison de l'aspect multidimensionnel des solides en rotation. Pour cette raison, nous supposons que toutes les conditions initiales de vitesse sont nulles.



**Figure III.25** - Simulation des régimes transitoires (commande de pas (A) et vitesse de rotation du rotor principal (B))

En contrepartie, une phase de simulation des régimes transitoires est nécessaire pour atteindre les conditions de fonctionnement désirées. Ces conditions sont illustrées dans la Figure III.25 : la commande de pas des pales est modifiée à partir de  $t = 25$  s, une fois que le régime permanent de vitesse du rotor principale est atteint.

Les régimes transitoires simulés, nécessaires pour atteindre les régimes nominaux souhaités, sont obtenus à partir de signaux proches de la physique, basés sur des fonctions sinusoïdales. Ces signaux alimentent les sources modulées contrôlant la vitesse du rotor et les angles de pas de pales. La vitesse de rotation du rotor augmente jusqu'à atteindre sa valeur nominale  $\Omega_N = 27,75 \text{ rad.s}^{-1}$ , soit 4,41 tr/s, à  $t = 20$  s (Figure III.25-B). Ensuite, une commande de pas collectif est appliquée à partir de  $t = 25$  s pour atteindre un angle de pas  $\theta_0 = 0,174 \text{ rad}$ , soit 10 degrés (Figure III.25-A). La force de portance générée sur une pale est exposée en Figure III.26.



**Figure III.26 - Efforts aérodynamiques appliqués à une pale**

- Résultats de simulation :
  - Vérification de la cohérence cinématique :

Nous présentons dans la Figure III.27, les positions de translation des centres de gravité des pales dans le repère galiléen  $R_g$ . Les positions initiales, récapitulées dans le Tableau III.1, vérifient bien l'équation (3.10) (définie à partir des équations (3.1) et (3.2)), avec  $L_p = 8$  m,  $e = 0,3$  m,  $\beta_{init} = 4$  deg et  $Z_{Api} = 2,6$  m.

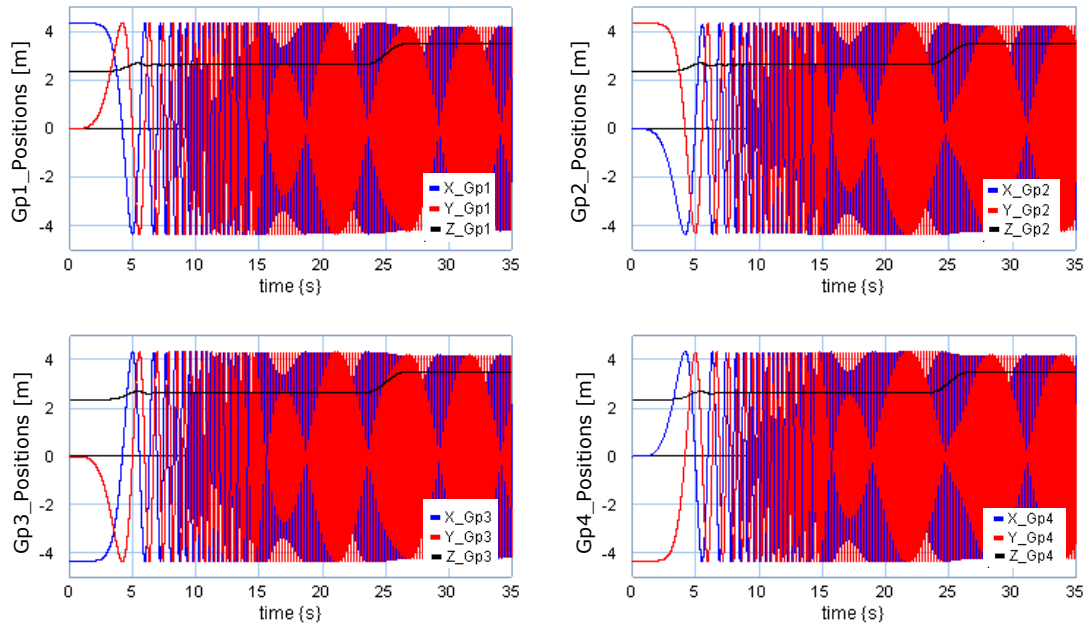
$$\begin{cases} X_{G_{pi}0} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_{init}\right) * \cos \Psi_{pi} \\ Y_{G_{pi}0} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_{init}\right) * \sin \Psi_{pi} \\ Z_{G_{pi}0} = Z_{Api} - \frac{L_p}{2} * \sin \beta_{init} \end{cases} \quad (3.10)$$

**Tableau III.1 - Positions initiales simulées des pales**

Numéro de pale	$i = 1$	$i = 2$	$i = 3$	$i = 4$
$X_{G_{pi}0}$ [m]	4,29	0	-4.29	0
$Y_{G_{pi}0}$ [m]	0	4,29	0	4,29
$Z_{G_{pi}0}$ [m]	2,32	2,32	2,32	2,32

Les positions  $X_{G_{pi}}$  et  $Y_{G_{pi}}$  du centre de gravité des pales décrivent ensuite un cercle de centre (0, 0) selon l'équation (3.11).

$$\begin{cases} X_{G_{pi}} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_i\right) * \cos(\Omega \cdot t + \Psi_{pi}) \\ Y_{G_{pi}} = \left(e + \frac{L_p}{2} * \cos \beta_i\right) * \sin(\Omega \cdot t + \Psi_{pi}) \\ Z_{G_{pi}} = Z_{Api} - \frac{L_p}{2} * \sin \beta_i \end{cases} \quad (3.11)$$



**Figure III.27** - Positions des centres de gravité des différentes pales

En l'absence d'efforts aérodynamiques ( $t < 25s$ ), la position verticale  $Z_{G_{pi}}$  augmente une première fois pendant la phase d'accélération du rotor alors que les pales sont soumises à un effort centrifuge croissant. A la fin de la phase d'accélération du rotor, les pales se stabilisent en position horizontale, c'est-à-dire à  $Z_{G_{pi}} = Z_{A_{pi}} = 2,6$  m et un angle de battement  $\beta_i$  nul. Ce phénomène, visible sur la Figure III.27, l'est aussi sur la Figure III.28-A donnant l'évolution de l'angle de battement des pales. D'autre part, le rayon du cercle décrit dans le plan  $(X_g, Y_g)$  par les quatre pales se stabilise à une valeur de 4,3 m en fin de phase d'accélération ( $t = 20$  s), valeur qui correspond bien à l'amplitude de  $X_{G_{pi}}$  et  $Y_{G_{pi}}$  lorsque  $\beta_i$  est nul (équation (3.11)).

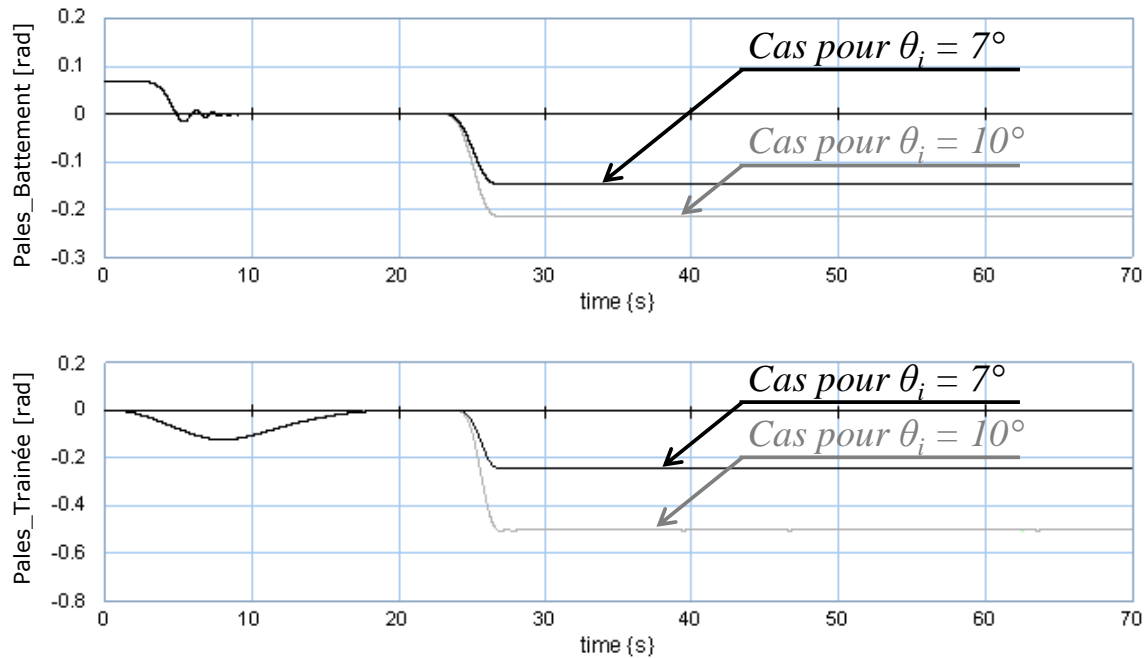
L'ensemble de ces éléments valide le comportement cinématique du modèle.

○ Vérification de la dynamique :

Le comportement des pales en battement et en trainée est présenté à la Figure III.28 pour deux variations différentes du pas des pales à partir de  $t = 25$  s. Les comportements en battement et en trainée des quatre pales sont donc bien identiques. Comme décrit précédemment, lors de la phase d'accélération, l'angle de battement (Figure III.28-A) part de sa valeur initiale ( $\beta_{init} = 0,0698$  rad) et diminue jusqu'à osciller autour de zéro. Ce comportement correspond à l'effet de la force centrifuge sur les pales qui augmente avec la vitesse de rotation du rotor et tend à maintenir les pales à l'horizontale tant qu'aucun effort extérieur ne vient modifier cet équilibre. Les oscillations amorties correspondent au mode de battement dont la



fréquence propre est fonction de l'inertie de la pale et de la raideur de l'articulation de battement. Cette raideur est essentiellement fonction de la force centrifuge, fonction de l'angle de battement, s'exerçant sur la pale.

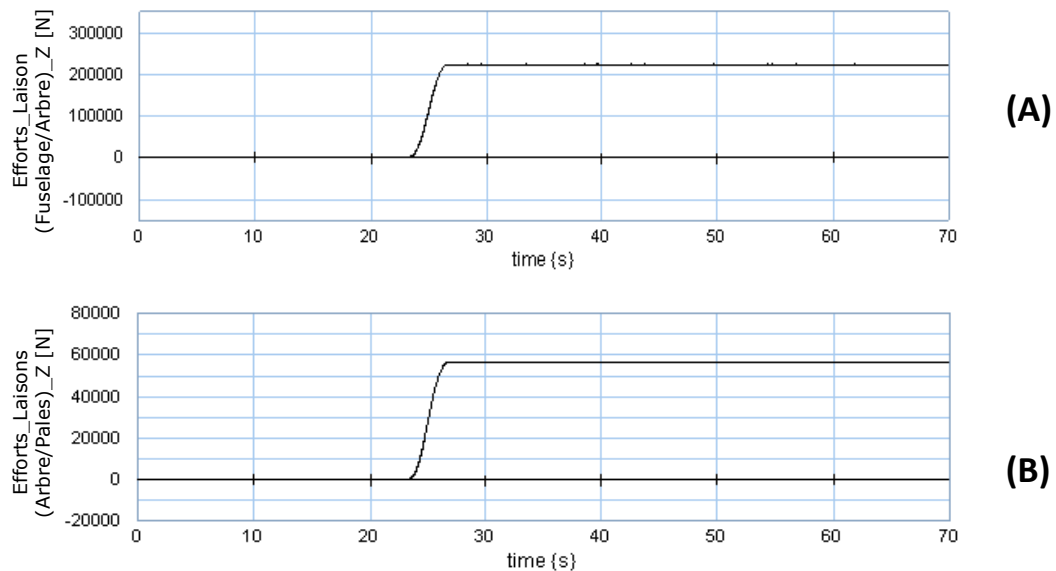


**Figure III.28 - Positions de battement et de trainée (Fuselage fixe)**

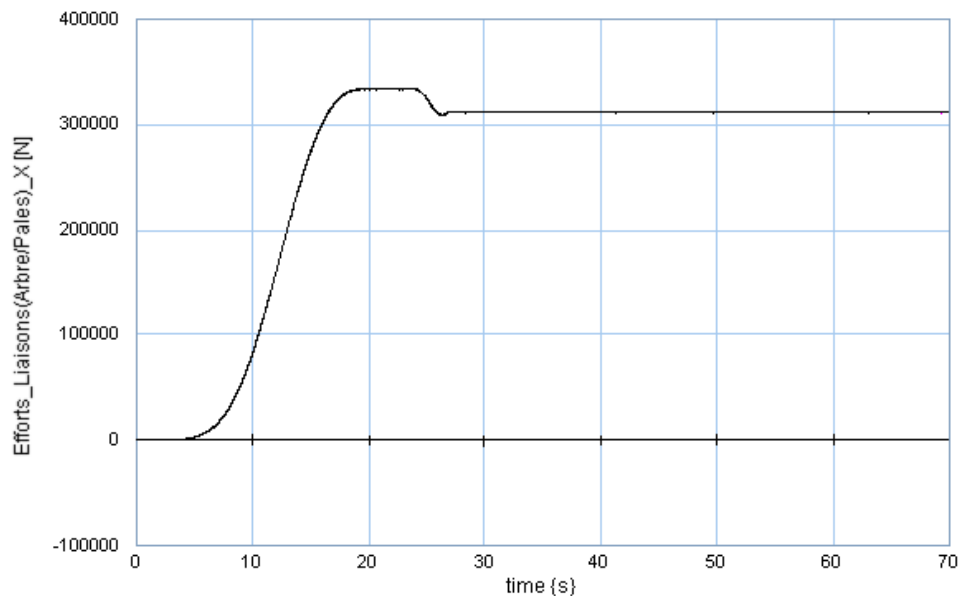
Lorsque la commande de pas collectif est modifiée, à partir de  $t = 25$  s, l'effort de portance généré implique l'augmentation de la position de battement qui se stabilise autour d'une position d'équilibre, ici  $\beta_i = -0,147$  rad et  $-0,212$  rad pour des angles de pas  $\theta_i$  respectivement de 7 et 10 degrés. Cela correspond à l'augmentation de la position  $Z_{G_{pi}}$  et à la très légère diminution de l'amplitude des signaux  $X_{G_{pi}}$  et  $Y_{G_{pi}}$  constatées sur la Figure III.27 à partir de l'instant de modification de l'angle de pas collectif. Ce comportement correspond à celui décrit par l'équation (3.11). En raison de l'orientation choisie pour les repères des pales (Figure III.19), l'angle de battement est positif lorsque la pale se trouve en dessous du plan de rotation de la tête rotor (par exemple en position initiale), et négative lorsque la pale passe au-dessus de ce plan de rotation sous l'effet des efforts de portance.

De même, la position de trainée, initialement nulle, diminue dans un premier temps sous l'effet de l'accélération du rotor (Figure III.28-B). La raideur de trainée, exerçant un couple de rappel sur la pale, tend à la ramener à sa position initiale à la fin de cette phase. Lorsque la commande de pas est appliquée, les efforts aérodynamiques tendent à modifier cette position d'équilibre (ici, jusque  $\delta_i = 0,242$  rad et  $0,5$  rad, pour des angles de pas  $\theta_i$  respectivement de 7 et 10 degrés).

Pour valider le comportement quasi statique du modèle, il est également intéressant d'analyser les résultats des efforts dans les liaisons entre solides. La Figure III.29-B présente les efforts de portance de chaque pale observés au niveau des liaisons entre les pales et le moyeu, selon la direction  $Z_a$  de la pale. La somme de ces efforts est bien égale à l'effort de portance exercé sur le fuselage (Figure III.29-A) au travers de la liaison pivot arbre - fuselage selon la direction  $Z_a$ .



**Figure III.29 - Efforts de portance dans les liaisons**



**Figure III.30 - Efforts centrifuges dans les liaisons arbre - pales**

Les efforts selon la direction  $X_{pi}$  des liaisons entre les différentes pales et l'arbre rotor (Figure III.30) correspondent, en absence des efforts aérodynamiques, aux efforts centrifuges donnés par l'équation (3.12).

$$F_c = m * \Omega_N^2 * \left(e + \frac{L_p}{2}\right) \quad (3.12)$$

En présence des efforts aérodynamiques, la valeur de cette force diminue en fonction de la conicité du rotor correspondant à l'angle de battement  $\beta_i$ .

Le comportement simulé de l'ensemble est par conséquent cohérent. Tout ceci constitue une première validation cinématique et dynamique du modèle.

### III.3. Conclusion

Ce chapitre présente une introduction à une approche de représentation énergétique globale de l'hélicoptère, offrant la possibilité d'évoluer progressivement vers une granularité de représentation de plus en plus fine en fonction des objectifs et en considérant les hypothèses appropriées. Une telle représentation structurelle permet d'assurer une traçabilité des hypothèses de modélisation choisies et facilite la modification du modèle en cas de modification des hypothèses ou d'ajout d'éléments supplémentaires (servocommandes, trains d'atterrissage, vérins électriques, etc). L'intérêt d'avoir un tel modèle complet de l'hélicoptère, qui prenne en compte le maximum de sous-systèmes et les liens énergétiques entre eux, est d'analyser les phénomènes d'instabilités récurrents (RA, RS, RPC).

Dans ce contexte, nous avons proposé dans ce chapitre une première partie de cette représentation : une analyse énergétique de l'hélicoptère est effectuée et une description macroscopique basée sur le bond graph à mots est proposée. Ensuite, nous en avons parcouru les différentes parties intéressantes à représenter et à modéliser en détail, ceci tout en se référant à chaque fois à la représentation macroscopique afin de garder une vision globale et structurelle. Le rotor est un des constituants principaux de l'hélicoptère. Nous avons donc choisi, dans le cadre de la représentation multiniveau, de nous focaliser sur la partie composée du rotor et du fuselage. Pour cela, une représentation MBG du sous-système considéré a été proposée et une validation quasi-statique d'aspects dynamiques et cinématiques du modèle a été effectuée. Lors de cette première modélisation, le fuselage est supposé fixe. Les prochaines étapes consistent en l'exploitation du modèle dans d'autres conditions, pour l'étude de certains phénomènes d'instabilité récurrents de l'hélicoptère.

## *Chapitre IV*

# *Application à l'étude du couplage rotor-fuselage*

---

Dans le chapitre précédent, nous avons proposé une première partie de l'approche de représentation multiniveau et énergétique de l'hélicoptère. Un des objectifs d'une telle approche, consiste en l'analyse et l'étude des comportements dynamiques (instabilités ou résonance) récurrents de l'hélicoptère, qui sont essentiellement liés aux couplages souvent mal maîtrisés entre les sous-systèmes (l'air, le fuselage, le rotor et le système de commande). L'objectif principal de ce chapitre est de vérifier la capacité du modèle développé représentations énergétiques à reproduire par la simulation les conditions conduisant à ce type de comportements.

La première partie du chapitre présente les principaux couplages classiques qui posent généralement problème aux hélicoptéristes. La résonance air, ayant pour origine le couplage rotor-fuselage, est choisie dans le cadre de la mécanique de vol comme support d'application pour la suite de l'étude. Les conditions aux limites du modèle multibond graph du sous-système rotor-fuselage (Chapitre III) sont par la suite modifiées de manière à reproduire les conditions d'apparition du phénomène considéré. Finalement, des résultats de simulation sont présentés, montrant la capacité du modèle à reproduire le phénomène dans deux situations différentes.

### *IV.1. Les principaux couplages*

Les comportements dynamiques sur les hélicoptères ayant pour origine les couplages mal maîtrisés entre sous-systèmes peuvent être définis selon deux

catégories. La première catégorie comporte les couplages rotor-fuselage et la deuxième catégorie comporte les couplages pilote-aéronef.

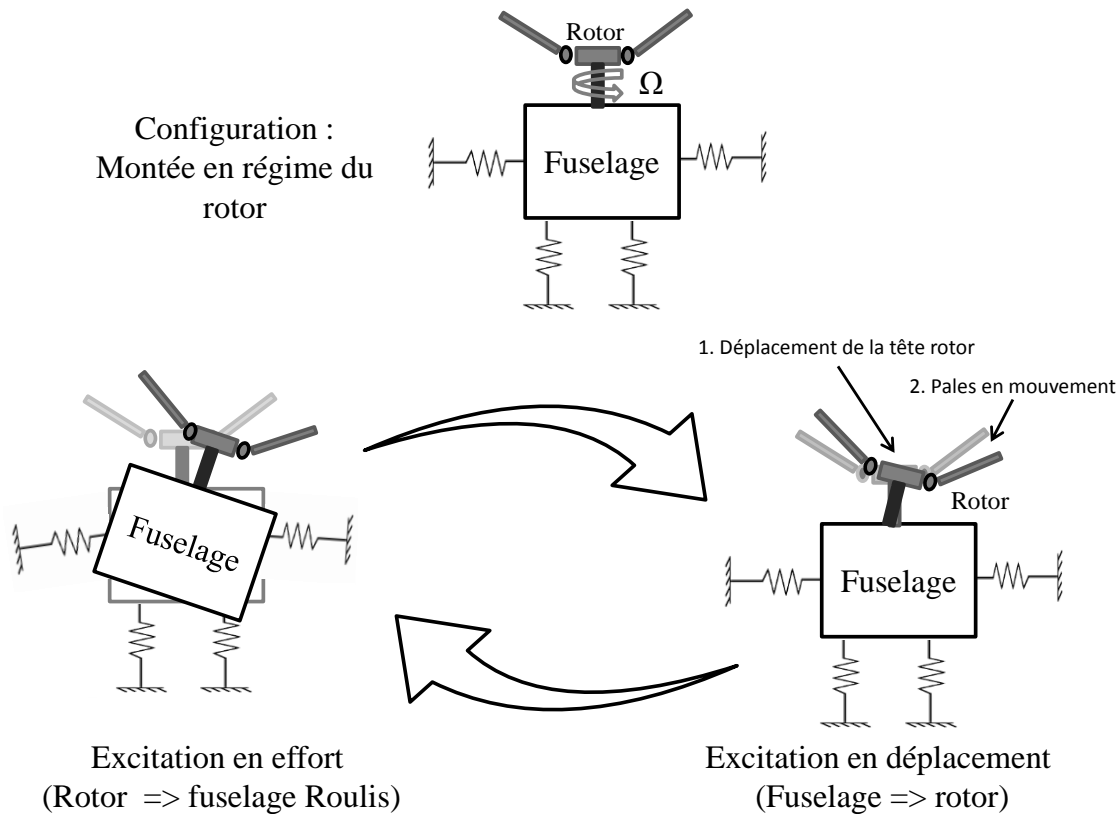
#### *IV.1.1. Le couplage rotor-fuselage*

L'expérience montre que le couplage rotor-fuselage peut être à l'origine de nombreux problèmes d'instabilités pouvant conduire à des effets destructeurs. Ces instabilités sont dues à plusieurs facteurs qui peuvent influencer le comportement du rotor et, en conséquence, celui du fuselage. Nous sommes face à un comportement complexe à cause de la superposition des comportements mécaniques et aérodynamiques, telle que la présence des effets gyroscopiques et de couplages entre les modes de déformation des pales et les modes du fuselage, le tout en interaction avec les effets aérodynamiques [Muzard - 1994]. L'objectif des hélicoptéristes est bien entendu de rendre leur produit exempt d'instabilité dans le domaine de vol. Cette condition n'est pas suffisante, la conception nécessite de proposer des marges vis-à-vis de l'instabilité et des niveaux vibratoires suffisamment faibles en fonctionnement.

Les couplages les plus connus pouvant donc conduire à des instabilités ou à des niveaux vibratoires forts, sont la résonance sol et la résonance air. Ils sont dus en premier lieu à des couplages entre les mouvements du fuselage et les mouvements des pales.

##### *IV.1.1.1. La résonance sol (RS)*

La résonance sol est due à un couplage entre le mouvement de trainée des pales et le mouvement de roulis ou de tangage du fuselage lorsque l'appareil est posé au sol sur son train d'atterrissage, tel qu'illustré en Figure IV.1 [Coleman - 1958]. On peut expliquer ce couplage de façon simpliste par une excitation autoentretenue entre les pales et le fuselage : un mouvement du fuselage entraînerait un mouvement de trainée des pales qui, par contre réaction, réexciterait le fuselage. Sous certaines conditions, cette situation peut conduire au renversement et/ou à la destruction de l'appareil. Ce comportement est apparenté à de l'excitation autoentretenue.



**Figure IV.1** - Illustration du phénomène de résonance sol, inspirée de [Krysinski - 2011]

Plusieurs travaux, tels que [Coleman - 1958], [Muzard - 1994] et [Krysinski - 2011], montrent qu'une condition nécessaire mais non suffisante d'apparition de la RS est qu'il y ait une correspondance entre la première pulsation propre de roulis ou de tangage du fuselage,  $\omega_t$ , et celle de trainée du rotor exprimée dans le repère fixe. Cette condition nécessaire d'apparition est donnée par l'équation (4.1).

$$\omega_f = |\Omega - \omega_\delta| \quad (4.1)$$

Avec  $\omega_t$ , la pulsation du mode de roulis ou de tangage qui dépend des caractéristiques du train d'atterrissage et des caractéristiques d'inertie du fuselage,  $\omega_\delta$ , la pulsation du mode de trainée qui dépend essentiellement de l'inertie en trainée de la pale et de la raideur de trainée, et  $\Omega$ , la vitesse de rotation du rotor.

Si la coïncidence des pulsations propres est respectée, les études montrent qu'il faut un certain niveau d'amortissement dans la structure pour que le système soit stable [Ormiston - 1991 ; Mazarati - 2011 ; Krysinski - 2011]. L'amortissement dans la structure peut avoir une origine "naturelle" au sens qu'elle n'est pas maîtrisée par le concepteur (amortissement des pneumatiques, frottement du train d'atterrissage sur le sol, frottement dans les liaisons,...), ou être apporté par un composant spécifique

dont c'est la fonction, tel qu'un amortisseur de trainée interposé entre la pale et le moyeu, ou plus rarement, un amortisseur de train interposé entre le train d'atterrissage et le fuselage. Il est également possible d'agir sur la pulsation du mode de trainée par l'intermédiaire de la raideur de trainée, par le biais des "amortisseurs de trainée" ou par l'élément de liaison pale-moyeu (paramètre de conception).

Les hélicoptéristes ont pour objectifs que cette instabilité n'apparaisse pas dans la plage de vitesse utile du rotor et que les marges de stabilités soient suffisantes. Généralement, deux vitesses sont principalement concernées : le régime nominal (NR, Nominal RPM), atteint avant décollage, imposé par l'optimisation des performances en vol, et le régime sol (vitesse inférieure au régime nominal pendant la vérification des équipements, de l'ordre de 60 à 70% du NR), imposé par le motoriste et s'apparentant à un "ralenti". Quand c'est possible il faut éviter toute résonance ou instabilité dans cette plage. Quand ce n'est pas possible, par exemple pour les hélicoptères de faible tonnage à train à patin, il faut garantir suffisamment d'amortissement pour que le comportement soit stable, mais aussi éviter des comportements désagréables lors des montées (ou descentes) en régime.

#### IV.1.1.2. *La résonance air (RA)*

Le deuxième couplage rotor-fuselage important sur l'hélicoptère est celui de la résonance air. En opposition au phénomène de résonance sol, ce couplage ne peut apparaître que lorsque l'appareil est en vol, d'où cette appellation de "résonance air". Il concerne les modes pendulaires du fuselage, couplés avec les modes pales [Krysinski - 2011 ; Bramwell - 1975]. Si les conditions d'apparition de la résonance air sont réunies, une simple perturbation sous forme d'une rafale de vent ou d'une action du pilote sur le manche cyclique pourrait provoquer le mouvement instable, généralement en roulis, de l'appareil. Ce couplage est cette fois-ci entre les mouvements de trainée et de battement des pales et le mouvement pendulaire du fuselage, tel qu'illustré en Figure IV.2.

La Figure IV.3 permet d'illustrer les conditions d'apparition des couplages rotor-fuselage en fonction de la vitesse de rotation du rotor au travers du diagramme de Campbell, adapté à la résonance air et la résonance sol [Donham - 1969]. Ce diagramme illustre l'évolution de la fréquence de trainée vue depuis le repère fixe du fuselage, décomposée en un mode de trainée régressif  $|\Omega - \omega_\delta|$  ("regressive lead-lag") et un mode de trainée progressif  $|\Omega + \omega_\delta|$  ("advancing lead-lag") en fonction de la vitesse de rotation du rotor, ce pour différents types de rotors.

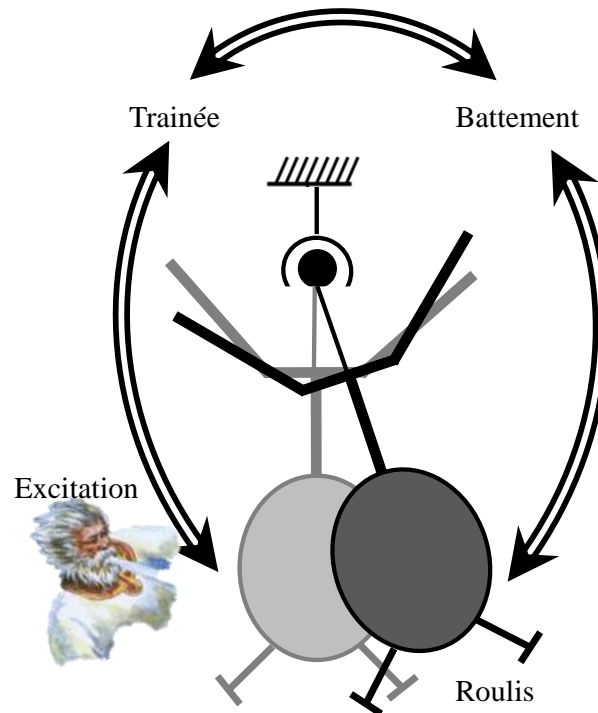


Figure IV.2 - Illustration du phénomène de résonance air

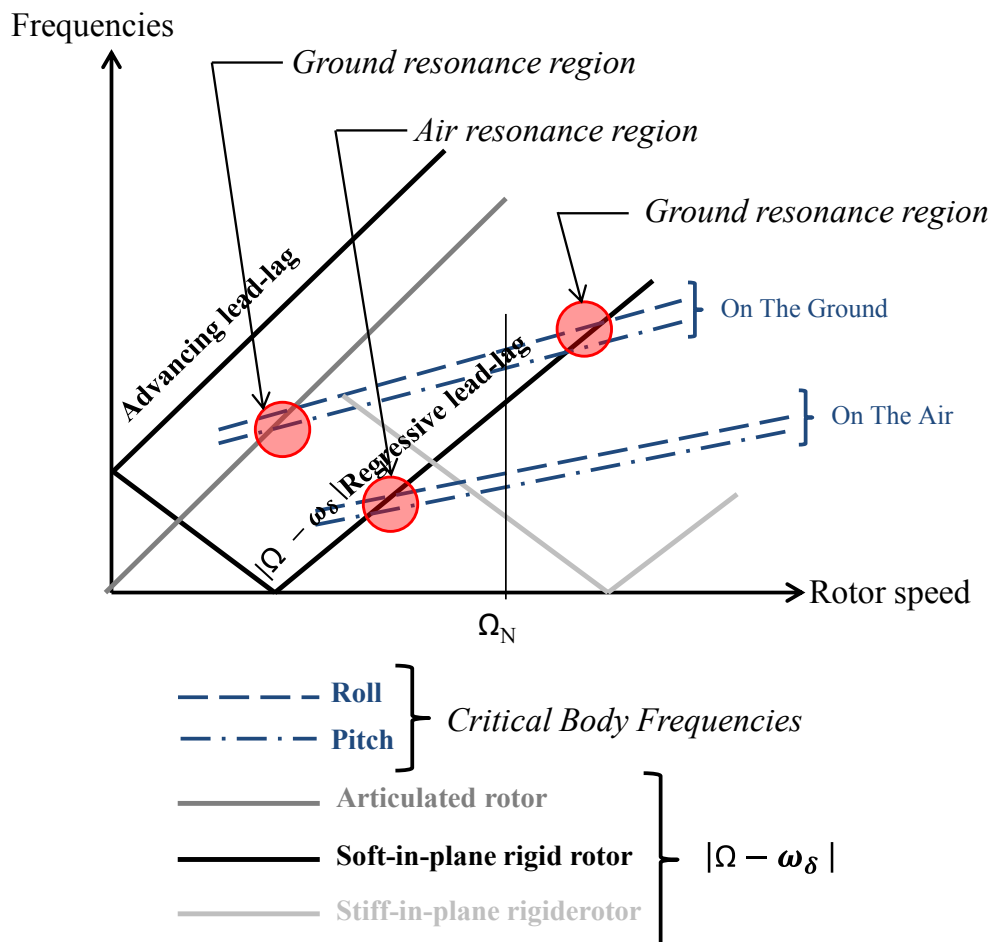


Figure IV.3 - Diagramme de résonnance air et sol [Donham - 1969]



Ainsi, les phénomènes de couplage rotor-fuselage peuvent apparaître dans différentes situations de vol en fonction de la technologie du rotor. Il existe différents types de rotors qui peuvent être classifiés selon la valeur de la raideur de trainée induite par la technologie et par conséquent selon la valeur de la pulsation propre de trainée  $\omega_\delta$  par rapport au régime nominal  $\Omega_N$ . Le constructeur choisit de positionner cette fréquence soit en dessous du régime nominal  $\Omega$  (**soft-in-plane rotor** :  $\omega_\delta < \Omega_N$ ), soit au-dessus (**stiff-in-plane rotor** :  $\omega_\delta > \Omega_N$ ). Des éléments supplémentaires sur les différentes technologies des rotors, notamment sur la classification habituelle des différents types de rotors, sont présentés en Annexe D.

Le phénomène de résonance air peut être à ce jour classé en deux catégories. La littérature fait apparaître de façon abondante un premier phénomène sur des hélicoptères équipés de rotors rigides de la catégorie soft-in-plane ou stiff-in-plane (Figure IV.3). Le cas du BO105 (hélicoptère développé en 1967 et produit jusqu'en 1997 par Eurocopter, fut le premier au monde équipé de pales sans articulation de trainée ni de battement) avec un rotor rigide de la catégorie soft-in-plane, désigné comme Hingeless de type Bölkow, est souvent choisi comme support à ces travaux. Sur cet appareil, l'apparition du phénomène est dite liée à un couplage naturel entre les modes du rotor et de fuselage et peut être déclenché sans condition particulière sur la configuration de vol. A ce jour seuls le BK177 et l'EC145 présentent le même type de rotor chez Eurocopter.

Dans [Krysinski - 2011], les auteurs montrent l'existence d'une autre catégorie de résonance air sur un hélicoptère équipé d'un rotor articulé (Annexe D) de la catégorie soft-in-plane. Dans ce cas, le phénomène apparaît lorsque le pilote demande de la ressource au rotor (effort de portance de 1,5 à 2 fois le poids) tels que lorsque l'appareil en vol effectue un virage serré par exemple. En effet, pour compenser les effets d'inertie tels que la force centrifuge et rester à une altitude constante, le pilote augmente la portance en augmentant le pas collectif. En conséquence, la conicité du rotor augmente et le couplage entre le battement et la trainée augmente par les effets de Coriolis. Il y a alors un couplage fuselage-battement-trainée qui, si les conditions sont réunies (manque d'amortissement de la structure par exemple), peut être instable.

L'objectif de l'hélicoptériste est non seulement d'éviter de concevoir un hélicoptère instable dans le domaine de vol, mais aussi d'éviter des oscillations trop fortes et perturbantes pour le pilote et les passagers. Pour cela, si le rotor induit "naturellement" ce type de comportement, les hélicoptéristes utilisent l'amortisseur de trainée pour apporter l'amortissement nécessaire.

#### *IV.1.1.3. Bilan couplage rotor-fuselage*

Dans cette partie, nous avons présenté une description de deux principaux couplages rotor-fuselage. On a pu constater que la solution généralement apportée aujourd'hui à ces problèmes est purement mécanique et mise en place à la conception. Elle consiste la plupart du temps en l'adaptation de la raideur de trainée et/ou de l'amortissement par l'ajout du composant qu'est l'amortisseur de trainée. Cependant, cette solution augmente la masse de l'appareil et influe fortement sur le coefficient de trainée de l'appareil, ce qui a une conséquence globalement négative sur la consommation d'énergie.

Ces phénomènes, plus particulièrement la RA, restent des problèmes assez complexes et d'actualité, dans un contexte d'exploration des possibilités de vols à régime de rotation variable du rotor. Cette évolution des conditions de fonctionnement des hélicoptères est envisagée dans l'objectif double de réduction de la consommation et des nuisances sonores suivant la mission. D'autre part, éliminer l'amortisseur de trainée ou diminuer l'impact de l'amortisseur de trainée par sa taille et sa masse reste un objectif fort pour les industriels.

Parmi les perspectives possibles de solutions, l'utilisation de systèmes actifs via des amortisseurs "intelligents" ou par le biais de la chaîne de commande (Pilote automatique) est une solution. Certains travaux en ont montré la faisabilité et le potentiel [Krysinki - 2011]. Le manque de maturité technologique et de vision plus complète intégrant un plus grand nombre de sous-systèmes, a empêché à ce jour d'aller plus loin dans ces études. L'approche par les bond graphs et les travaux menés dans cette thèse ont la prétention d'être une première étape dans la modélisation pouvant constituer une base pour l'étude future de systèmes actifs pour ce type de comportements.

#### *IV.1.2. Le couplage pilote-aéronef*

L'expérience montre qu'il existe sous certaines conditions des interactions entre le pilote et l'appareil qui peuvent être sources d'instabilités et conduire à la destruction. Ces instabilités sont nommées Rotorcraft Pilot Couplings (RPCs) et sont définies comme la conséquence d'un couplage entre l'aéronef et le pilote. Elles apparaissent souvent sous forme d'un mouvement oscillatoire de l'appareil incontrôlable, par le pilote, et résultent d'un déphasage entre l'action du pilote sur les commandes et la réponse de l'appareil [Pavel - 2008 ; Pavel - 2010].

Le déclenchement de ce phénomène peut provenir de l'environnement (par exemple, des turbulences atmosphériques, de l'apparition de givre, etc), de l'hélicoptère (par exemple, de la défaillance d'un élément du système de contrôle), ou encore d'une excitation introduite par le pilote sur les manches de commande.

Durant ces dernières décennies, plusieurs programmes de recherche ayant pour objectif d'apporter une meilleure compréhension de ce phénomène et des solutions qui permettraient d'anticiper sa récurrence ont été lancés [ARISTOTEL - 2013]. Les solutions proposées accordent une importance particulière à la conception de l'appareil, au système de pilotage et à la formation du pilote. La difficulté de ce genre de problème réside dans la prise en compte du comportement du pilote (contrôle compensatoire, comportement pré-cognitif, expérience).

Dans cette partie, les principaux phénomènes d'instabilité, ayant pour origine les couplages mal maîtrisés entre les différents sous-systèmes, ont été présentés. Dans le cadre de la mécanique du vol, le phénomène de résonance air est choisi comme support pour la suite de l'étude. Dans la continuité de ces travaux, une étude complémentaire a été initiée récemment et a pour objectif la représentation de la deuxième "brique" concernant l'interaction du pilote avec les autres sous-systèmes et en conséquence l'étude du phénomène "RPC" [Tod - 2013]. Dans la suite de l'étude nous nous concentrons uniquement sur le comportement en résonance air.

## *IV.2. Représentation MBG pour la simulation de la résonance air*

### *IV.2.1. Hypothèses pour la simulation de la RA*

Nous partons sur la base du modèle MBG du sous-système rotor-fuselage présenté précédemment (Figure III.22). Comme exposé précédemment, la résonance air (RA) est susceptible d'apparaître dans des configurations spécifiques de vol, sous l'effet d'une perturbation jouant le rôle de phénomène déclencheur. Pour reproduire les conditions d'apparition du phénomène de RA, des hypothèses spécifiques supplémentaires sont considérées afin de représenter le mode pendulaire du fuselage. En effet, atteindre ces configurations spécifiques de vol par la simulation à partir de conditions initiales nulles, qu'il s'agisse d'un vol stationnaire ou d'une manœuvre de virage serré, nécessiterait un temps de calcul trop important pour la simulation des phases transitoires. De plus, aucun dispositif de contrôle automatique de l'appareil n'ayant été modélisé à ce stade de l'étude, cela supposerait de réussir à

atteindre ces configurations par un contrôle de trajectoire en boucle ouverte. Pour cela les hypothèses suivantes ont été introduites :

Pour reproduire le mouvement pendulaire de l'hélicoptère, les trois degrés de liberté en translation du fuselage sont maintenant libérés, et un nouveau point d'attache virtuel du fuselage est défini arbitrairement à 0,9 m au-dessus de la tête rotor (valeur fournie par les experts du métier, sur la base de leur expérience) sous la forme d'une liaison d'attache proche d'une liaison ponctuelle avec un plan horizontal fixe par rapport au repère galiléen (Figure IV.4). En effet, ce point d'attache doit permettre de bloquer la translation selon l'axe Z mais doit laisser libres les translations dans le plan (X, Y) de manière à ce que le centre instantané de rotation (non précisément connu et a priori non constant) puisse s'établir librement. Afin de remplacer la fonction anti-couple du rotor de queue (les mouvements de lacet n'interviennent pas dans la simulation de la RA), la rotation autour de l'axe Z a été bloquée artificiellement par une raideur importante, de l'ordre de  $1e^{10} Nm \cdot rad^{-1}$ , associée à un coefficient d'amortissement également important (de l'ordre de  $1e^{10} Nm \cdot s \cdot rad^{-1}$ ). Les degrés de liberté en rotation, eux, sont associés à une faible raideur ( $1e^{-10} Nm \cdot rad^{-1}$ ) avec peu d'amortissement (de l'ordre de  $1 Nm \cdot s \cdot rad^{-1}$ ), à l'exception du roulis. En effet, pour reproduire le mode propre pendulaire à une fréquence réaliste, une raideur associée à l'inertie de l'hélicoptère sur son axe de roulis est déterminée selon l'expression suivante de la pulsation propre :

$$\omega_f = \sqrt{\frac{K_R}{I_{Fuselage\_X}}} \quad (4.2)$$

Avec  $K_R$ , la raideur correspondant au roulis, et  $I_{Fuselage\_X}$ , est l'inertie sur l'axe de roulis du fuselage.

Le phénomène déclencheur de la résonance air est introduit sous la forme d'une impulsion de couple (9 kNm à  $t = 35$  s sur une durée de 0,1 s) appliquée sur l'axe de roulis du fuselage. Cette perturbation est supposée équivalente à celle qui pourrait être communiquée par une rafale de vent à l'hélicoptère sur son axe de roulis.

Ainsi, pour la reproduction du phénomène de RA, le modèle MBG utilisé est celui réalisé dans le chapitre III.2.3 (illustré par la Figure III.22). Ce dernier est simplement modifié pour prendre en compte les hypothèses exposées ci-dessus. Le modèle MBG ainsi obtenu, pour la simulation de la RA est présenté dans la Figure IV.5.

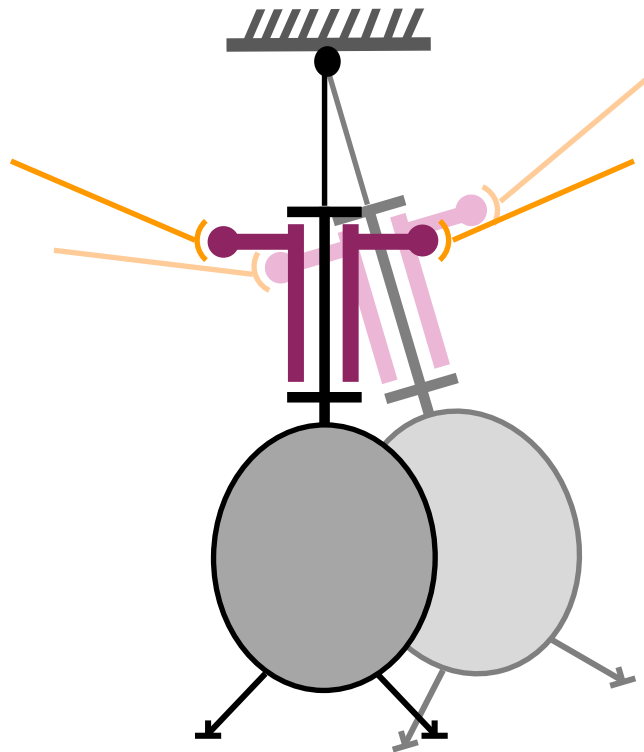


Figure IV.4 - Schéma cinématique du modèle RA

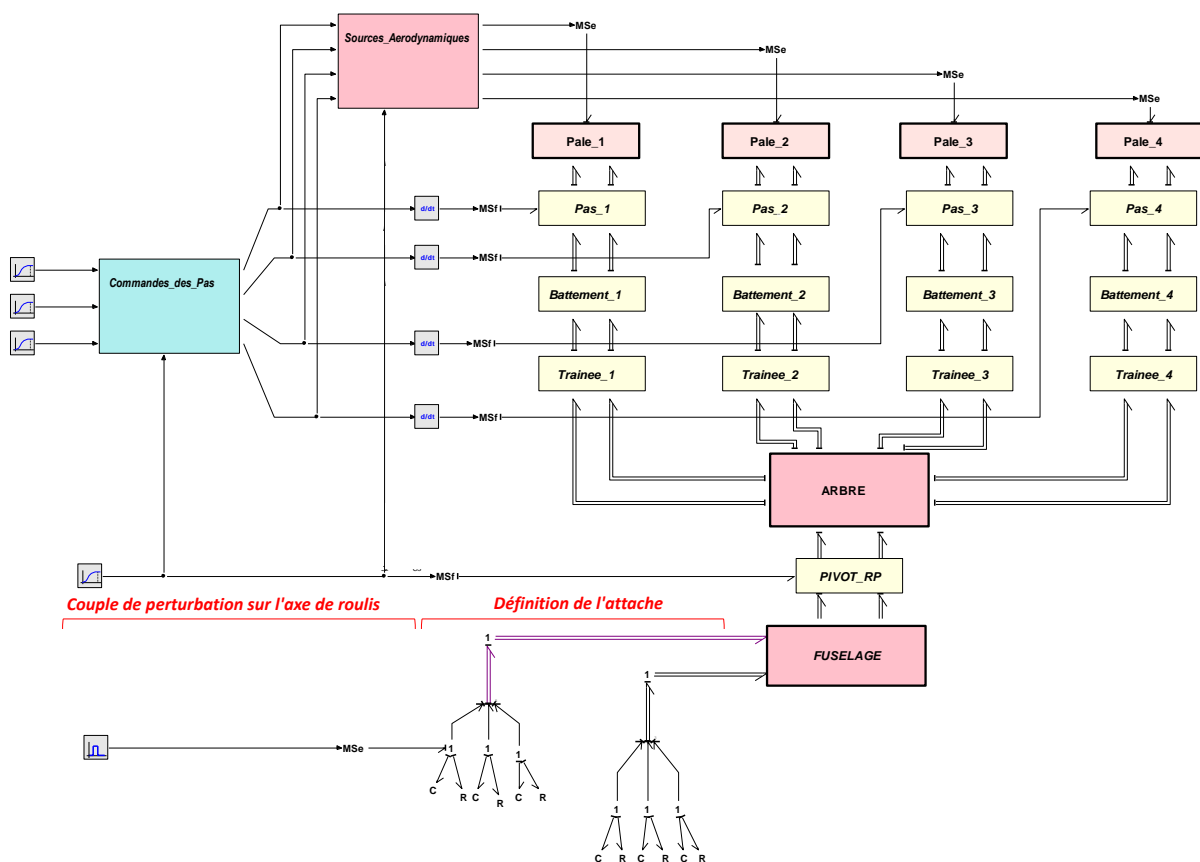


Figure IV.5 - Modèle MBG pour la simulation de la RA

### IV.2.2. Validation des hypothèses de modélisation pour la RA

Le laboratoire dispose d'un modèle analytique, d'un hélicoptère lourd équipé d'un rotor articulé, préexistant et validé. Ce dernier est présenté dans [Malburet - 2000] et [Krysinski - 2011] et a été obtenu à partir du formalisme de Lagrange. Les équations du modèle sont linéarisées autour d'une position d'équilibre. Le système d'équations obtenu suite à la linéarisation, est à coefficients non constants de par le mouvement de rotation du moyeu. La transformation de Coleman est donc utilisée pour le transformer en un système d'équations différentielles linéaire à temps invariant [Coleman - 1958]. Une étude des valeurs propres de la matrice d'état permet d'identifier les caractéristiques modales du système. Le modèle MBG est réalisé par le formalisme de Newton-Euler (Chapitre III.2.3), en se basant sur une modélisation structurelle en concordance avec les hypothèses prises pour simuler la configuration de vol considérée (IV.2.1). Pour ce dernier la linéarisation n'est pas nécessaire.

Le Tableau IV.1 récapitule les fréquences propres de battement et de trainée calculées à partir de relevés de simulation du modèle MBG (après application de la perturbation) et les compare aux fréquences propres déterminées à partir du modèle analytique.

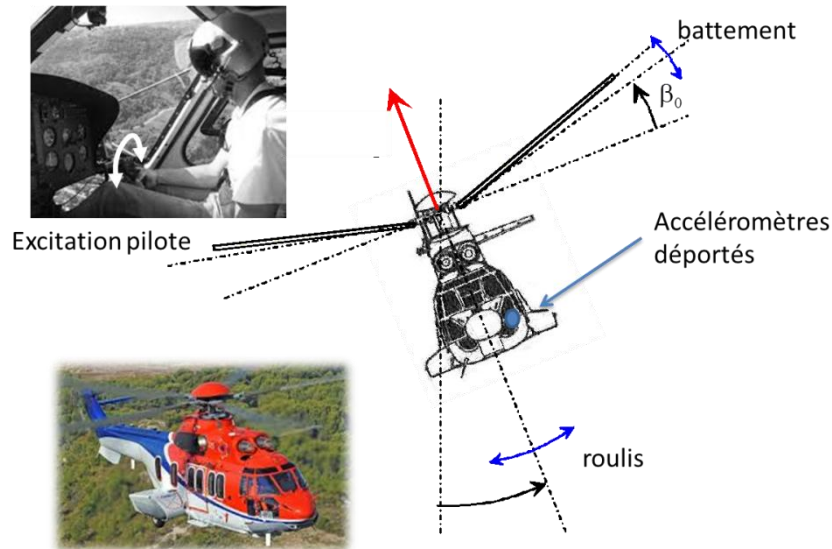
**Tableau IV.1** - Comparaison du modèle MBG avec un modèle analytique

Fréquences propres	Modèle MBG	Modèle Analytique
Trainée	2,99 Hz	2,29 Hz
Battement	5,81 Hz	4,5 Hz

En prenant comme référence le modèle analytique, le modèle MBG surestime les fréquences de trainée et de battement respectivement de 0,7 Hz et 1,31 Hz, soit une erreur relative d'environ 30% dans les deux cas. Les erreurs absolues restent acceptables et sont expliquées par la différence de modélisation associée à la représentation du mouvement de pendule du fuselage. Pour le modèle MBG il a été pris en considération une liaison d'attache située au point focal des efforts aérodynamiques permettant de reproduire les mouvements du fuselage plus proche d'une représentation physique. Le modèle analytique reproduit par le biais d'inerties équivalentes et de raideurs équivalentes le comportement modal du fuselage isolé.

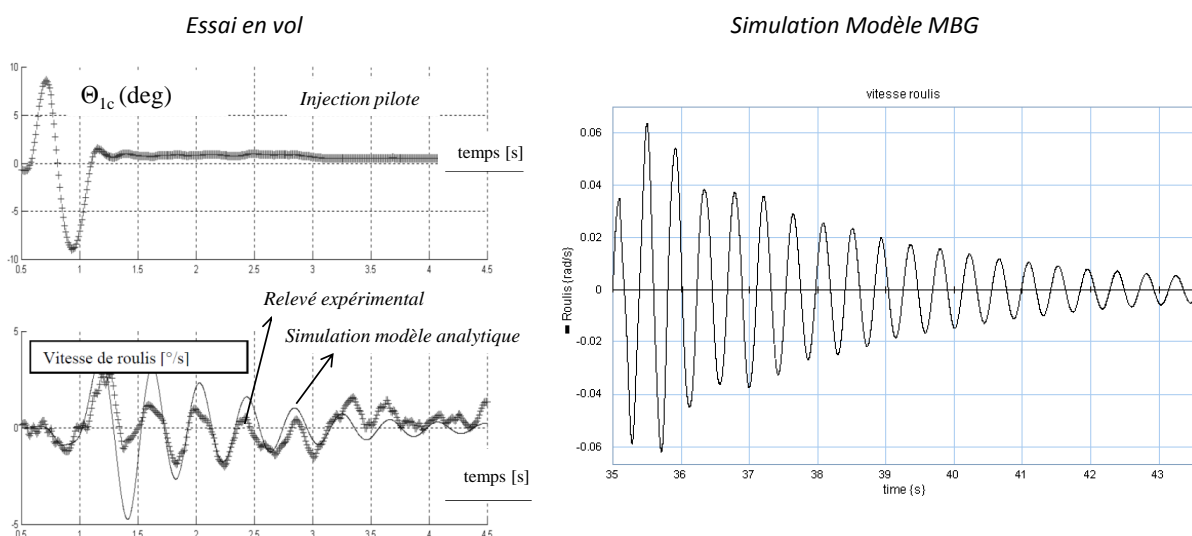
Pouvoir disposer de mesures en vol ou de valeurs expérimentales sur un appareil complet serait idéal pour pouvoir valider les résultats du modèle MBG. Le

caractère exceptionnel du produit ne nous permettait cependant pas d'envisager de réaliser des essais spécifiques à cette étude et la rareté de mesures non confidentielles nous ont amenés à nous recaler sur des mesures à disposition dans le cadre de mesures réalisées dans les années antérieures [Malburet – 1997 ; Krysinski - 2011].

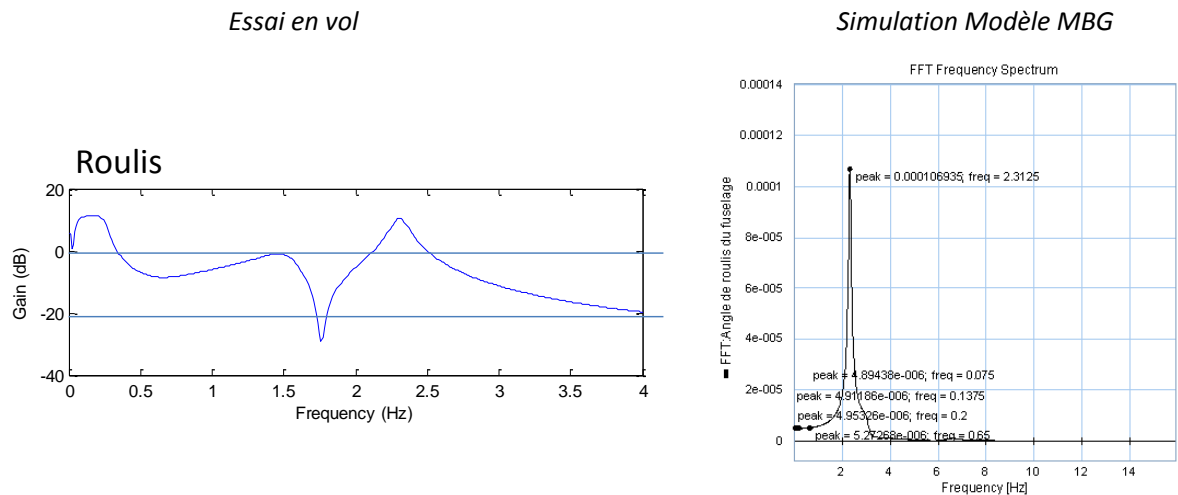


**Figure IV.6 - Essais en vol**

De fait, d'autres simulations ont été réalisées utilisant le même modèle MBG et les mêmes hypothèses (pour la RA), mais en considérant les paramètres d'un appareil différent de celui utilisé précédemment. Ces simulations sont réalisées afin d'apporter des éléments de validation supplémentaires du modèle MBG en comparaison à des relevés expérimentaux basés sur des essais en vol (Figure IV.6).



**Figure IV.7 - Comparaison de la vitesse de roulis entre relevés expérimentaux (essai en vol) et simulation avec le modèle MBG**



**Figure IV.8** - Comparaison des fréquences de roulis entre expérimentation et modèle MBG

La Figure IV.7 montre la réponse en vitesse de roulis obtenue à partir du modèle MBG suite à l'application d'une perturbation (sur l'axe de roulis) et celle issue de relevés expérimentaux lors d'essais en vol et obtenue par une perturbation volontaire du pilote. Sur cette figure, on peut voir que la fréquence est proche de 2.3 Hz pour les deux cas, on y retrouve ici la fréquence de trainée vue par le fuselage qui répond à cette sollicitation. Les taux d'amortissements sont proches de 2% pour les relevés expérimentaux comme pour le modèle MBG.

La Figure IV.8 montre la fonction de transfert identifiée en vol dans une autre configuration de vol. En reproduisant cette configuration de vol à l'aide du modèle BG, on observe que l'on retrouve des fréquences de résonance en roulis proches.

Ces comparaisons analytiques et expérimentales, qui sont loin d'être une validation complète du modèle, sont jugées encourageantes pour la suite de l'étude. Il nous sera nécessaire de poursuivre les développements pour obtenir un modèle plus complet avant de pouvoir étalonner nos résultats vis-à-vis de logiciels métiers performants comme HOST (cf. Chapitre I.3.1) et de nous recalibrer sur de futurs appareils en développement en disposant de campagnes de mesures plus exhaustives.

### IV.3. Simulation du phénomène de résonance air

Dans cette partie, nous étudions deux cas d'apparition du phénomène de RA en utilisant le modèle MBG pour deux types de rotors :

- Le premier cas est lié à un type de configuration de vol en virage serré pour le cas d'un rotor articulé de la catégorie soft-in-plane.



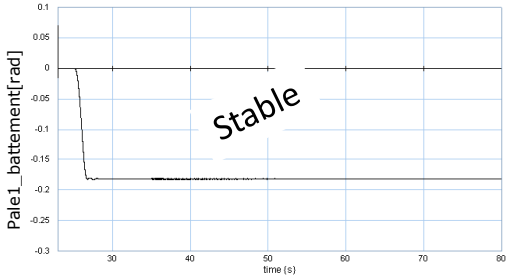
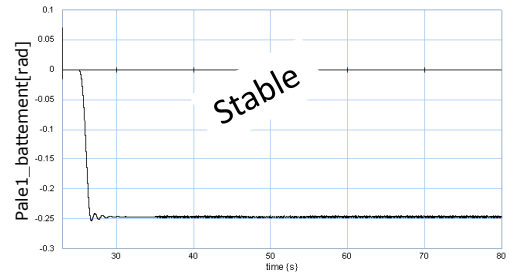
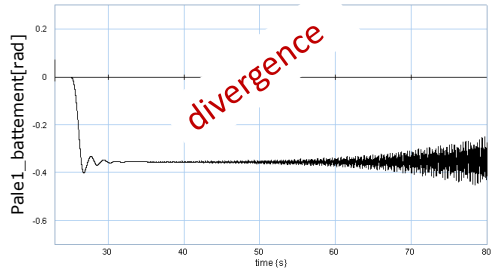
- Le deuxième cas est lié à un couplage entre les modes des pales et ceux du fuselage en vol pour le cas d'un rotor rigide de la catégorie stiff-in-plane.

#### *IV.3.1. Cas 1 : RA pour un rotor articulé de la catégorie Soft-In-Plane*

Le cas d'un hélicoptère équipé d'un rotor articulé de la catégorie soft-in-plane est utilisé pour cette étude. La raideur de trainée est calculée de manière à obtenir une pulsation propre de trainée  $\omega_\delta = 0,46 * \Omega_N$ , et la raideur de battement a été négligée.

Pour ce type de rotor, le phénomène peut apparaître lors d'un virage serré suite à l'augmentation de la conicité du rotor et en conséquence l'augmentation du couplage battement-trainée (IV.1.1.2). Pour reproduire cette situation avec le modèle MBG (Figure IV.5), la configuration exposée en partie IV.2.1 est utilisée et l'angle de pas collectif est augmenté de manière à augmenter la conicité du rotor. Dans la pratique, l'augmentation importante de la conicité (du battement), en modifiant les efforts de portance sur les pales, a pour effet de faire chuter l'amortissement lié à l'articulation de trainée. Pour reproduire au mieux ce comportement, il faudrait introduire un comportement d'amortissement non linéaire et dépendant de la conicité. Dans le modèle MBG, les hypothèses prises pour le modèle des forces aérodynamiques (équation (3.4)) ne permettent pas de prendre en compte ces effets de manière physique. Le coefficient d'amortissement de l'articulation de trainée est donc utilisé pour représenter à la fois l'amortisseur de trainée et la participation des efforts aérodynamiques. Pour cette raison, lorsque l'angle de battement statique (conicité) est augmenté pour faire apparaître le phénomène de résonance air, l'amortissement est également diminué de manière artificielle, comme indiqué dans le récapitulatif de résultats de simulation présenté à la Figure IV.9.

Afin de montrer l'apparition de la résonance air, la Figure IV.9 présente la réponse en battement d'une pale lors de l'application de la perturbation décrite précédemment, en fonction de la valeur de la commande de pas collectif, et donc de la conicité du rotor. Les résultats de simulation sont présentés à partir de  $t = 23$  s, incluant la phase transitoire pendant laquelle le battement augmente sous l'effet de l'augmentation de la commande de pas collectif.

	Angle de pas collectif ( $\theta_0$ ) [rad]	Amortissement de trainée	Réponse de battement [rad]
<i>Cas 1</i>	0.15	4000	
<i>Cas 2</i>	0.2	3400	
<i>Cas 3</i>	0.27	2500	

**Figure IV.9 - Résultats de simulation de la RA pour le cas d'un rotor articulé "soft-in-plane"**

Les résultats mettent en évidence l'apparition d'une instabilité lorsque la conicité du rotor est augmentée tout en diminuant l'amortissement de trainée pour les raisons précédemment exposées. L'instabilité apparait pour un angle de pas de  $\theta_0 = 0.27$  rad, alors que l'amortissement de trainée est réduit à  $2500 \text{ Nm.s.rad}^{-1}$ .

#### *IV.3.2. Cas 2 : RA pour un rotor rigide de la catégorie Stiff-In-Plane*

Le cas d'un hélicoptère équipé d'un rotor rigide de la catégorie stiff-in-plane est utilisé pour cette étude. Le modèle MBG de la Figure IV.5 est également considéré pour cette étude. Pour l'adapter à un rotor rigide de la catégorie stiff-in-plane, la raideur de l'articulation de trainée est réglée telle que  $\omega_\delta > \Omega_N$  et la raideur de

battement est réglée de manière à avoir la pulsation de battement légèrement inférieure à celle de la trainée, comme c'est généralement le cas sur cette catégorie de rotors.

Pour ce type de rotor, le phénomène peut apparaître lorsque l'appareil est en mode pendulaire en raison d'un couplage entre les modes de battement et de trainée des pales. D'après le diagramme de Campbell de la Figure IV.3, le phénomène peut apparaître lorsque les pulsations propres du mode régressif de trainée et du mode du fuselage coïncident avec la vitesse de rotation du rotor. Pour reproduire cette situation avec le modèle MBG, étant donné que la vitesse de rotation du rotor est maintenue constante à sa valeur nominale, on modifie donc les valeurs de raideurs de trainée et de battement suivant les expressions de pulsations propres de trainée (4.3) et de battement (4.4) :

$$\omega_{\delta} = \sqrt{\frac{K_{\delta}}{I_{Pale}}} \quad (4.3)$$

$$\omega_{\beta} = \sqrt{\frac{K_{\beta} + e \, ms \, \Omega_N^2}{I_{Pale}}} \quad (4.4)$$

Avec :

- $K_{\delta}$  et  $K_{\beta}$ , les raideurs correspondant respectivement à la trainée et au battement [Nm.rad<sup>-1</sup>] ;
- $e$ , l'excentricité de l'arbre rotor et  $ms$  le moment statique [m] ;
- $ms$ , le moment statique de la pale [m<sup>3</sup>] ;
- $I_{Pale}$ , l'inertie d'une pale calculée en son pied (en son point d'attache) [kg.m<sup>2</sup>].

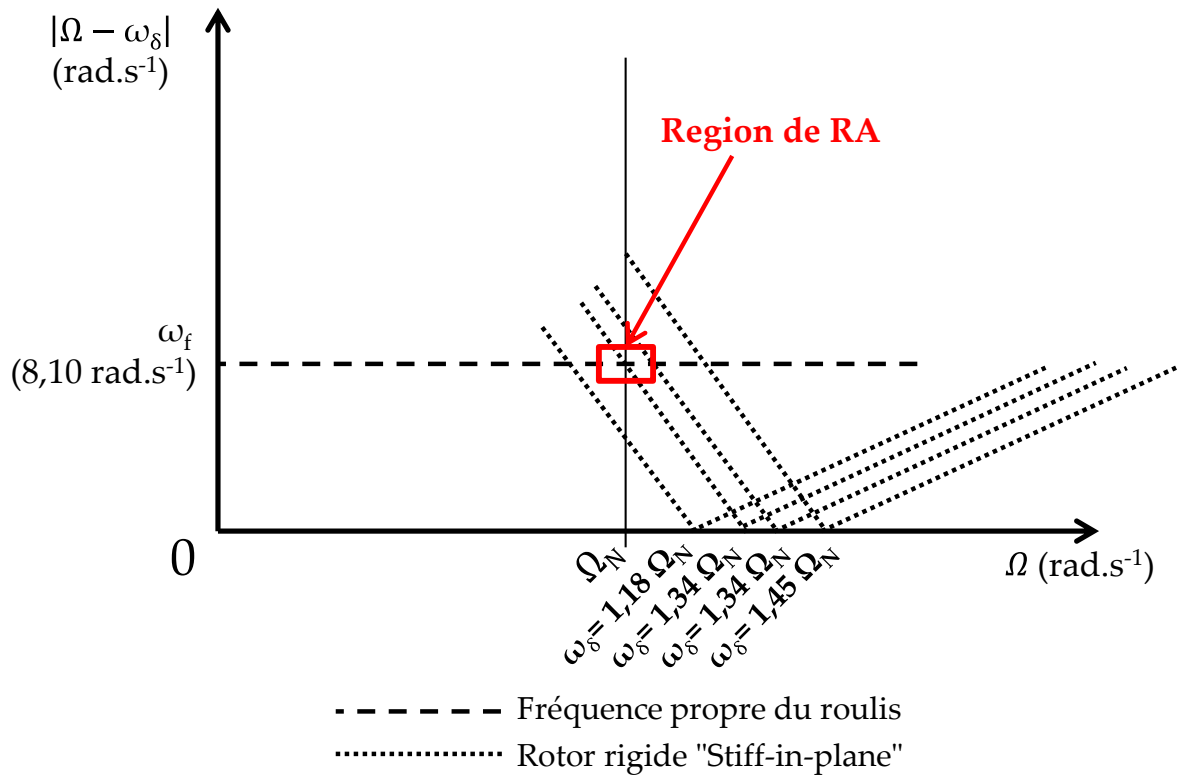
Le diagramme de Campbell montre que la valeur critique pour laquelle l'instabilité devrait apparaître peut être calculée à partir de l'expression suivante (Figure IV.3) :

$$\omega_{\delta} = \omega_f + \Omega_N \quad (4.5)$$

Avec  $\omega_f$  la pulsation du mode propre de roulis du fuselage (équation (4.2)).

Pour valider la présence d'une zone d'instabilité correspondant à la RA, une campagne de simulation doit être menée en prenant plusieurs valeurs de raideur de trainée et de battement (paramètres de conception) conduisant à une pulsation propre de trainée autour de la valeur critique calculée selon l'expression (4.5). Cette démarche revient à considérer plusieurs conceptions différentes d'un même appareil,

comme présenté dans la Figure IV.10. Les résultats de simulation correspondant à ces tests sont présentés dans la Figure IV.11, à travers la réponse de trainée.



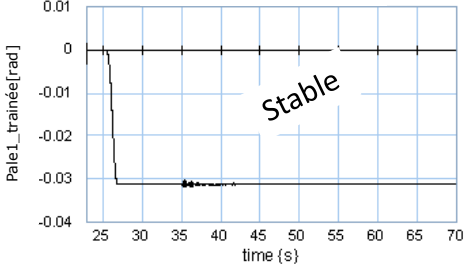
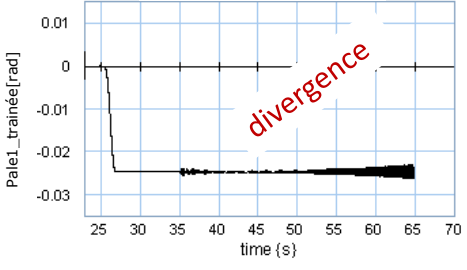
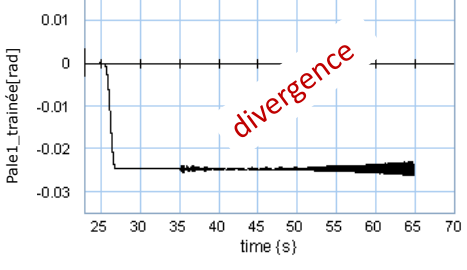
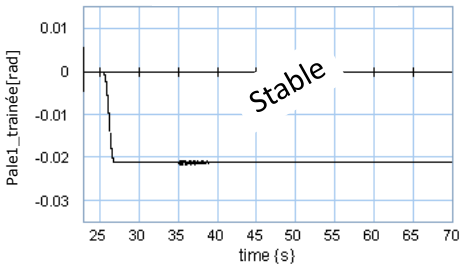
**Figure IV.10** - Diagramme RA pour un rotor "stiff in plane"

Les résultats confirment bien l'apparition du phénomène pour la valeur critique de pulsation de trainée prédéterminée, en concordance avec le diagramme de RA de la Figure IV.10, basé sur le diagramme de Campbell (Figure IV.3). Les résultats montrent que lorsque la pulsation propre de trainée est légèrement supérieure à la valeur critique, le comportement reste instable mais la divergence est moins rapide. Pour les deux cas extrêmes traités, la pulsation propre de trainée est suffisamment éloignée de la valeur critique et le comportement reste stable.

## IV.4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les principaux phénomènes de couplage ayant pour origine des couplages mal maîtrisés entre sous-systèmes.

Ensuite, le modèle MBG du sous-système rotor-fuselage réalisé dans le précédent chapitre a été adapté pour l'étude du phénomène de RA choisi comme support à cette étude. Ce dernier a été validé par une comparaison avec un modèle analytique préexistant et validé, utilisé comme référence.

	Pulsation de trainée	Pulsation de battement	Réponse de trainée [rad]
<i>Cas 1</i>	$\omega_{\delta} = 1.18 * \Omega_N$	$\omega_{\beta} = 1.01 * \Omega_N$	
<i>Cas 2</i>	$\omega_{\delta} = 1.29 * \Omega_N$	$\omega_{\beta} = 1.04 * \Omega_N$	
<i>Cas 3</i>	$\omega_{\delta} = 1.34 * \Omega_N$	$\omega_{\beta} = 1.1 * \Omega_N$	
<i>Cas 4</i>	$\omega_{\delta} = 1.45 * \Omega_N$	$\omega_{\beta} = 1.23 * \Omega_N$	

**Figure IV.11** - Simulation de la RA pour le cas d'un rotor rigide "stiff-in-plane"

Finalement, nous avons pu montrer la capacité du modèle à reproduire le phénomène de RA pour deux situations catégories de rotors :

- Tout d'abord, nous avons considéré le cas d'un rotor articulé et nous avons démontré l'apparition du phénomène dont l'apparition est liée à une configuration de vol particulière.
- Ensuite, nous avons adapté le modèle de manière à obtenir le modèle d'un rotor rigide de la catégorie Stiff-in-Plane et nous avons démontré l'apparition du phénomène lié à un couplage naturel entre les modes de battement et de trainée. Ce cas d'étude a été présenté au congrès American Helicopter Society (AHS) [Chikhaoui - 2013].

L'objectif de cette étude de la RA n'est pas d'apporter une nouvelle compréhension du phénomène. Il s'agit de montrer que nous sommes en mesure de reproduire, avec ce modèle, les conditions d'apparition d'un phénomène relativement complexe à étudier, mais connu et déjà étudié par ailleurs à l'aide d'autres modèles.

Les phases de modélisation et de simulation présentées lors des deux derniers chapitres, permettent de montrer la validité d'une représentation énergétique globale de l'hélicoptère qui offre la possibilité d'évoluer progressivement vers une granularité de représentation de plus en plus fine, en considérant les hypothèses appropriées en fonction des objectifs. Ces étapes ont été nécessaires pour ces premiers travaux de la chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques complexes" car ils permettent d'apporter des éléments de validation du modèle développé, et par conséquent des outils et méthodes retenus en application à l'hélicoptère pour des problématiques de la dynamique de vol. Les prochaines étapes consistent en l'exploitation des modèles et représentations obtenus sur différents points. Il s'agit principalement de profiter de l'avantage d'une représentation générique et unifiée pour rajouter d'autres sous-systèmes et d'exploiter l'aspect graphique des représentations pour l'étude des phénomènes d'instabilité.



## *Chapitre V*

# *Conclusion Générale et Perspectives*

---

Cette thèse constitue une première contribution aux travaux menés dans le cadre de la chaire industrielle "Dynamique des Systèmes Mécaniques complexes" de la fondation d'entreprise EADS, mise en place au centre d'Aix-en-Provence d'Arts et Métiers ParisTech, et ont été réalisés au sein de l'équipe Ingénierie Numérique des Systèmes Mécaniques (INSM) du Laboratoire des Sciences de l'Information et des Systèmes (LSIS). Les activités de cette chaire industrielle concernent la problématique pluridisciplinaire que posent la conception, la modélisation et la commande de systèmes mécaniques complexes tels que les avions de mission. Dans ce mémoire, nous définissons le contexte et les objectifs de la chaire, et nous proposons une première approche de représentation énergétique multinationale de l'hélicoptère basée sur l'utilisation d'outils de représentation multiphysique. La synthèse suivante des travaux réalisés au cours de cette thèse concerne à la fois une étude menée sur les outils de représentation multiphysique et la modélisation des hélicoptères des grands industriels.

### *V.1. Synthèse des travaux réalisés*

Le premier chapitre de ce mémoire a permis de préciser le contexte scientifique et industriel de la chaire, en montrant les verrous technologiques autour de deux thèmes. Le premier concerne le développement des liaisons intelligentes (actives et semi-actives) et le second concerne l'optimisation de la chaîne de commande de vol d'un hélicoptère (allant du pilote aux rotors). Les actions de recherche actuelles sur ces thèmes, se focalisent essentiellement sur la modélisation et la conception d'actionneurs (électriques, hydrauliques, hybrides, ...) et la définition d'algorithmes de commande (classiques et avancées).



L'expérience montre que ces actions, généralement définies de façon séparée, sont essentielles et performantes mais insuffisantes. Généralement, elles ne permettent pas une optimisation au niveau de la conception et de la commande du système. De plus, elles n'apportent pas de vision sur l'ensemble du système, qui prenne en compte la complexité des couplages. Cela peut conduire, pour le cas des hélicoptères, à l'apparition de phénomènes d'instabilité comme la résonance air, la résonance sol et les phénomènes de couplage entre pilote et hélicoptère ("rotorcraft pilot couplings"). Ils sont généralement dus à des couplages mal maîtrisés entre les sous-systèmes air, fuselage, rotors et système de commande.

C'est autour de ces verrous technologiques et de ces problèmes d'instabilité récurrents des hélicoptères que les activités de la chaire ont été définies. Par conséquent, les travaux de recherche associés sont centrés sur la modélisation et la maîtrise de la dynamique des systèmes mécaniques complexes, plus particulièrement des hélicoptères des grands industriels. Plusieurs critères permettent de définir la complexité de ces systèmes. Dans ce mémoire, nous avons principalement retenu, pour la modélisation, la complexité liée à la multiplicité de sous-systèmes en forte interaction et à l'aspect multiphysique du système. En première phase, une recherche sur les approches de modélisation existantes des aéronefs a été effectuée. Nous avons ainsi constaté qu'il existe dans la littérature un nombre important de travaux de recherche centrés sur la modélisation et la commande de drones. La modélisation de ce type d'hélicoptère correspond à une modélisation type boîte noire et l'aéronef est généralement considéré comme une unique masse rigide. Ces méthodes ne peuvent pas être appliquées sur les hélicoptères des poids lourds industriels car ils sont de composition beaucoup plus complexe et leur modélisation nécessite la prise en compte de plusieurs sous-systèmes.

Actuellement, les méthodes de modélisation des hélicoptères des grands industriels peuvent être qualifiées d'approches par sous-systèmes. Elles bénéficient d'une longue expérience et sont basées sur une concaténation de différentes approches (empiriques, analytiques, numériques, ...), en fonction de la nature du sous-système considéré. Il n'existe pas d'approche unifiée offrant une vision globale et structurelle sur la dynamique du système. Pour d'autres applications, principalement sur des systèmes de transport terrestre, ce type d'approches existe et utilise des outils de représentation multiphysique tels que le bond graph (BG) et la Représentation Énergétique Macroscopique (REM). Certes, les hélicoptères demeurent plus complexes par leur aspect multidimensionnel difficile à simplifier,

mais ces études permettent d'espérer une application tout aussi intéressante au cas des hélicoptères.

C'est dans ce contexte qu'ont été fixés les objectifs de cette thèse. Le premier objectif, général et méthodologique, vise à proposer une représentation multiniveau qui soit la plus complète possible, laissant la possibilité d'aller d'un besoin global à l'intégration du comportement des composants. Le deuxième objectif consiste à analyser la potentialité des outils de représentation multiphysique pour l'étude de l'un des phénomènes d'instabilité.

Pour aborder ces objectifs, une réflexion sur les outils de représentation multiphysique est indispensable. Pour cette raison, une partie importante du deuxième chapitre a été consacrée au choix des outils présentant les meilleurs atouts pour une modélisation énergétique multiniveau d'hélicoptères. Deux outils ont été retenus de cette étude.

Le premier est le bond graph, car il permet une modélisation structurelle et peut être utilisé pour répondre au besoin d'une représentation multiniveau en exploitant le BG à mots pour les niveaux de description macroscopiques. De plus, il offre des méthodes d'analyse de propriétés structurelles, nécessaires préalablement à la définition des lois de commande. Cependant, le BG est plus fréquemment utilisé en application à des systèmes de transport terrestre, généralement associés à des problématiques qui peuvent être simplifiées en cas d'étude monodimensionnels. Pour le cas des systèmes à voilures tournantes, l'aspect multidimensionnel est difficile à simplifier et, par conséquent, cette représentation semble être insuffisante pour atteindre un objectif de description macroscopique et synthétique des systèmes. Face à cette difficulté, notre intérêt s'est porté sur le multibond graph (MBG). Il s'agit d'une extension du BG monodimensionnel développée pour l'étude des systèmes mécaniques multicorps. Cette méthode offre une approche de représentation systémique pour la description des solides en mouvement et des liaisons mécaniques.

Le deuxième outil sélectionné est la Représentation Énergétique Macroscopique. Cet outil propose une démarche systématique pour la structuration de la commande de systèmes, utilisant des techniques d'inversion de modèles causaux (principes d'inversions directe et indirecte). De plus, il permet une organisation des modèles avec une forme graphique relativement simple conduisant à des représentations légèrement plus macroscopiques que celles du BG simple.

Cette étude conclut au choix du BG car il permet une représentation multiniveau et une modélisation des parties multicorps, tandis que la REM a principalement été retenue pour la structuration de la commande.

A partir de cette étude approfondie des deux outils de représentation, nous avons proposé, en seconde partie du deuxième chapitre, une approche visant une exploitation complémentaire du BG et de la REM pour la modélisation et la commande des systèmes multiphysiques. Cette démarche de fédération de deux outils a été illustrée sur la base d'une chaîne de commande de vol d'hélicoptère et peut se résumer en quelques étapes. A partir d'un système physique existant ou en cours de conception, avec une expertise potentiellement faible, il est possible d'arriver à établir la structure de commande par inversion de ce système. Pour cela, l'utilisation d'un outil de description structurelle du système comme le BG, sert de support méthodologique à la construction d'un premier modèle structurel. Les hypothèses de modélisation prises en première approche peuvent conduire à l'utilisation de la causalité dérivée, autorisée avec le BG. Une deuxième étape consiste alors à revenir sur les hypothèses prises en ce qui concerne les éléments représentés en causalité dérivée. L'objectif est ici d'obtenir un modèle BG causal permettant d'envisager une transformation vers une représentation fonctionnelle au sens énergétique, sous la forme d'une REM. Finalement cette représentation du système est utilisée pour la déduction d'une structure de commande par inversion du système.

Dans le troisième chapitre, une analyse énergétique de l'hélicoptère, ayant pour principale préoccupation la représentation de la transmission de puissance dans le système, a été introduite. Nous avons pu proposer, à partir de cette analyse, une description macroscopique et énergétique de l'hélicoptère basée sur le BG à mots. Ensuite, nous avons analysé les différentes parties de cette description en montrant l'intérêt de décrire et modéliser certaines d'entre elles en détail. Il s'agit de voir pour chaque partie quel outil, parmi ceux retenus dans le deuxième chapitre, est le plus adapté et quels sont le ou les phénomènes d'instabilité qui sont concernés. Le BG et son extension, le MBG, ressortent majoritairement pour la représentation de ces parties et la REM pourra être utilisée pour la structuration de commande de sous-systèmes.

En se basant sur cette analyse, nous avons choisi, dans le cadre de la représentation multiniveau, de commencer par la représentation de la partie composée du rotor et du fuselage. Un modèle multibond graph associé à ces sous-systèmes est donc proposé. Dans le quatrième chapitre, les conditions aux limites du

modèle obtenu ont été adaptées pour reproduire le phénomène de RA. Ce dernier a été validé par une comparaison avec un modèle analytique préexistant et validé. Au travers d'un premier cas d'étude, l'apparition du phénomène de RA a été mise en évidence par simulation pour le cas d'un rotor articulé. Pour cela, les conditions de simulation ont été modifiées de manière à reproduire les conditions particulières d'une configuration de vol en virage serré, impliquant une forte conicité du rotor (angle de battement moyen sur un tour important) susceptible de conduire à l'apparition du phénomène de résonance air. Dans un deuxième cas d'étude, nous avons également reproduit les conditions d'apparition du phénomène de RA pour le cas d'un rotor rigide. Dans ce cas, l'apparition du phénomène est plutôt liée à un couplage naturel entre les modes de battement et de trainée de pales. Dans les deux cas d'étude, des paramètres de conception du rotor sont modifiés de manière à simuler différentes solutions de conception de rotors et vérifier que le modèle développé reproduit correctement l'apparition du phénomène pour les solutions théoriquement concernées.

## *V.2. Perspectives*

L'approche de représentation multiniveau de l'hélicoptère proposée dans ce document, apporte une vision globale et structurelle de la dynamique du système. Il s'agit des premiers travaux réalisés au sein du projet de la chaire industrielle. Ils permettent d'ouvrir de nombreuses perspectives pour la poursuite de travaux de recherche sur cette thématique de la maîtrise des systèmes mécaniques complexes tels que les hélicoptères.

La première perspective est dans la continuité d'une modélisation énergétique de l'hélicoptère. Elle consiste à faire évoluer la représentation obtenue dans ces travaux en l'incrémentant, tant par l'ajout de sous-systèmes que par l'augmentation de la précision de modélisation. En effet, les sous-systèmes modélisés lors de cette étude (rotor et fuselage) l'ont été en considérant des hypothèses simplificatrices fortes, notamment celle consistant à considérer l'ensemble des corps modélisés comme rigides. Ce modèle constitue néanmoins une base de travail pour les études ultérieures qui pourront par exemple prendre en compte les déformations principales des pales et du fuselage, susceptibles d'intervenir dans de nombreux phénomènes vibratoires. Pour ce qui concerne l'intégration de sous-systèmes supplémentaires, l'étape suivante consiste à ajouter la "brique" contenant les interactions avec le pilote. Pour cela, des études complémentaires ont été initiées

récemment dans cette optique d'étude des couplages entre pilote et hélicoptère [Tod - 2013]. La modélisation des couplages entre le pilote et les autres sous-systèmes (rotors et fuselage en première approche), n'est pas évidente. Ce qui rend ces couplages complexes, c'est la difficulté de prise en compte de l'aspect biomécanique et neuromusculaire du pilote. Pour aborder ces problématiques, les études engagées sont définies en quelques phases. Une première phase consiste en la recherche des pratiques de modélisation existantes des couplages pilote-aéronefs. Aujourd'hui, il a été constaté un manque de modèles de pilote et un manque de modèles de pilote-hélicoptère couplés. Une deuxième phase en cours de ces travaux consiste en la représentation énergétique du pilote en association avec la représentation du sous-système rotor-fuselage. Une troisième phase consiste en l'exploitation des représentations obtenues essentiellement pour l'étude du phénomène de couplage pilote-aéronef ("Rotorcraft Pilot Couplings"). Il serait intéressant par la suite d'incrémenter le modèle avec la représentation d'autres sous-systèmes (servocommandes, plateaux de commande, train d'atterrissage,...). Il s'agit de profiter des avantages de la description unifiée qu'offrent les outils de représentation utilisés dans ces travaux pour obtenir la représentation la plus complète possible. L'objectif n'est cependant pas d'obtenir un outil de simulation d'hélicoptères qui se substitue aux modèles et outils existants. Au contraire, ces développements ont pour objectif d'être complémentaires en apportant des méthodes d'organisation de modèle et d'analyse. Des couplages avec d'autres types de modèles et d'outils numériques seront donc probablement à envisager, par exemple pour prendre en compte certains couplages aérodynamiques.

D'autres perspectives consistent dans l'exploitation des représentations obtenues pour divers objectifs, par exemple :

- Les phénomènes d'instabilité pourront être étudiés sur la base d'une analyse graphique utilisant les concepts de chemins causaux et boucles causales. On pourra commencer à court terme à étudier la potentialité de ces méthodes sur le modèle rotor-fuselage et analyser le phénomène de résonance air. Il s'agit d'exploiter ces techniques graphiques pour estimer les dynamiques lentes et rapides du modèle et déterminer les modes de résonance à l'origine de l'instabilité ;
- L'étude de la sensibilité de systèmes, notamment actifs, aux incertitudes paramétriques (variation de masse, positions des centres de gravité,...) pourra être envisagée.

Les perspectives présentées précédemment consistent essentiellement dans l'évolution de la représentation multiniveau et dans l'exploitation des avantages des outils de représentation, dans un premier temps sur l'exemple de l'appareil étudié dans ce mémoire avant une extension à d'autres gammes d'hélicoptères, y compris des concepts innovants d'aéronefs. Dans le deuxième chapitre de ce mémoire, nous avons proposé, dans un contexte de démarche fédérative, une approche de complémentarité entre les deux formalismes graphiques BG et REM. Une première perspective, dans la continuité de cette proposition, serait de l'étendre sur d'autres sous-systèmes plus complexes de l'hélicoptère ou autres applications et d'étudier la possibilité de l'appliquer sur des systèmes multidimensionnels. Une deuxième perspective concerne la transformation de modèles. En effet, la troisième étape de cette démarche de complémentarité a nécessité des études complémentaires pour définir les règles de transformations entre les deux modèles (BG et REM) (Annexe B), utilisant les concepts de l'ingénierie dirigée par les modèles (métamodélisation et transformation de modèles). Dans la procédure de la REM, il serait intéressant d'envisager, en se basant sur ces mêmes principes, l'établissement d'une transformation automatique entre le modèle du processus et celui de sa structure maximale de commande (SMC), et par la suite entre cette dernière et une structure pratique de commande (SPC) en prenant en compte un ensemble de "règles métiers".



---

## Références Bibliographiques

---

- [Amerongen - 2003] J. van Amerongen, P. Breedveld, "Modelling of Physical Systems for the Design and Control of Mechatronic Systems", Annual Reviews in Control, Volume 27, Issue 1, 2003, pp. 87-117, ISSN 1367-5788, 10.1016/S1367-5788(03)00010-5 .
- [Barre - 2006] P. J. Barre, A. Bouscayrol, P. Delarue, E. Dumetz, F. Giraud, J. P. Hautier, X. Kestelyn, B. Lemaire-Semail, E. Semail, "Inversion-Based Control of Electromechanical Systems Using Causal Graphical Descriptions", IEEE-IECON'06, Paris, November 2006.
- [Basset - 2012] P.M. Basset, A. Tremolet, and al., "C.R.E.A.T.I.O.N. the onera multi-level rotorcraft concepts evaluation tool: the foundations", AHS Future Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Fransisco, United States, 2012.
- [Behzadjpour - 2006] S. Behzadjpour, A. Khajepour, "Causality in vector bond graphs and its application to modeling of multi-body dynamic systems", Simulation Modelling Practice and Theory 14, pp. 279–295, 2006, <http://dx.doi.org/10.1016/j.simpat.2005.06.001>.
- [Bezivin - 2006] J. Bezivin, "Model Driven Engineering: An Emerging Technical Space", Lecture Notes in Computer Science, pp 36-64, 2006, ISBN 978-3-540-46235-4.
- [Bonderson - 1975] L.S. Bonderson, "Vector bond graphs applied to one-dimensional distributed systems", Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, pp. 75–82, 1975.
- [Borutzky - 2009] W. Borutzky, "Bond Graph Modelling and Simulation of Multidisciplinary Systems – An Introduction", Journal of Simulation Modelling Practice and Theory, Pages 3-21, 2009, <http://dx.doi.org/10.1016/j.simpat.2007.08.008>.



- [Borutzky - 2010] W. Borutzky "Bond Graph Methodology: Development and Analysis of Multidisciplinary Dynamic System Models", Springer, 2010, ISBN: 1848828829 9781848828827.
- [Boulon - 2010] L. Boulon, D. Hissel, A. Bouscayrol, M. C. Péra, "From Modeling to Control of a PEM Fuel Cell Using Energetic Macroscopic Representation", IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 57, n°6, pp. 1882-1891, 2010.
- [Bouscayrol - 2000] A. Bouscayrol, B. Davat, B. de Fornel, B. François, J. P. Hautier, F. Meibody-Tabar, M. Pietrzak-David, "Multimachine Multiconverter System: Application for Electromechanical Drives", European Physics Journal - Applied Physics, vol. 10, no. 2, pp. 131-147, May 2000.
- [Bouscayrol - 2002] A. Bouscayrol, P. Delarue, "Simplifications of the Maximum Control Structure of a wind energy conversion system with an induction generator", International Journal of Renewable Energy Engineering, vol. 4, no. 2, pp. 479-485, August 2002.
- [Bouscayrol - 2003] A. Bouscayrol, "Formalismes de représentation et de commande des systèmes électromécaniques multimachines multiconvertisseurs", Habilitation à Diriger des Recherches, L2EP, USTL, Déc. 2003, N° d'ordre H 405.
- [Bouscayrol - 2005] A. Bouscayrol, P. Delarue, X. Guillaud, "Power strategies for Maximum Control Structure of a wind energy conversion system with a synchronous machine", Renewable Energy, vol. 30, pp. 2273-2288, May 2005.
- [Bramwell - 1975] A. R. S. Bramwell "An Introduction to Helicopter Air Resonance", The City University, London, Reports and Memoranda No. 3777, September 1975, [naca.central.cranfield.ac.uk/reports/arc/rm/3777](http://naca.central.cranfield.ac.uk/reports/arc/rm/3777).
- [Breedveld - 1985] P.C. Breedveld. "Multibond Graph Elements in Physical Systems" Journal of the Franklin Institute, vol. 319, no. 1-2, pp. 1-36, 1985, [http://dx.doi.org/10.1016/0016-0032\(85\)90062-6](http://dx.doi.org/10.1016/0016-0032(85)90062-6)
- [Cacho - 2000] R. Cacho, J. Felez, C. Vera, "Deriving simulation models from bond graphs with algebraic loops, The extension to multibond graph systems", Journal of the Franklin Institute, vol. 337, pp. 579-600, 2000, [http://dx.doi.org/10.1016/S0016-0032\(00\)00025-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0016-0032(00)00025-9).

- [Chikhaoui - 2012] Z. Chikhaoui, J. Gomand, F. Malburet, P. J. Barre "Complementary use of BG and EMR formalisms for multiphysics systems analysis and control", 11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis International Conference (ASME – ESDA), Nantes, France, 2012, <http://dx.doi.org/10.1115/ESDA2012-82318>.
- [Chikhaoui - 2013] Z. Chikhaoui, J. Gomand, F. Malburet, M. D. Pavel, P. J. Barre, "Towards an energetic modeling of rotorcraft using Bond-Graphs", AHS International 69th Annual Forum, Phoenix Arizona, 2013.
- [Coleman - 1958] R. P. Coleman, A.M. Feingold, "Theory of Self-excited Mechanical oscillations of Rotors with Hinged Blades", NACA report 1351, 1958.
- [Combemale - 2008] B. Combemale, "Approche de modélisation pour la simulation et la vérification de modèle- Application à l'ingénierie des procédés", Thèse, Institut National Polytechnique de Toulouse, France, 2008.
- [Dauphin - 2000] G. Dauphin-Tanguy, "Les bond graphs", Hermes Science Publication, Paris, 2000.
- [Dauphin - 1999] G. Dauphin-Tanguy, "Les Bond graphs et leur application en mécanique", Techniques de l'Ingénieur, traité Informatique Industrielle, 1999, Référence S 7222.
- [Delarue - 2003] Ph. Delarue, A. Bouscayrol, A. Tounzi, X. Guillaud, G. Lancigu, "Modelling, Control and Simulation of an Overall Wind Energy Conversion System", Renewable Energy, vol. 28, no. 8, pp. 1159-1324, July 2003, [http://dx.doi.org/10.1016/S0960-1481\(02\)00221-5](http://dx.doi.org/10.1016/S0960-1481(02)00221-5).
- [Dieterle - 2005] W. Dieterle, "Mechatronic Systems: Automotive Applications and Modern Design Methodologies", Annual Reviews in Control, vol. 29, no. 2, pp. 273-277, 2005, <http://dx.doi.org/10.1016/j.arcontrol.2005.05.002>.
- [Donham - 1969] R. E. Donham, S. V. Cardinale, I. B. Sachs, "Ground and Air Resonance Characteristics of a Soft In-Plane Rigid-Rotor System", Journal of the American Helicopter Society, vol. 14, no. 4, pp. 33-41, 1 October 1969, <http://dx.doi.org/10.4050/JAHS.14.33>.
- [Fotsu - 1996] R. Fotsu-Ngwompo, S. Scavarda, D. Thomasset, "Inversion of linear time-invariant SISO systems modelled by bond graph", Journal of the

- Franklin Institute and applied Mathematics, vol. 333, no. 2, pp. 157-174, 1996, [http://dx.doi.org/10.1016/0016-0032\(96\)00025-7](http://dx.doi.org/10.1016/0016-0032(96)00025-7).
- [Gomand - 2008] J. Gomand, "Analyse de systèmes multi-actionneurs parallèles par une approche graphique causale", Thèse, L2EP, Lille, France, 2008, N° d'ordre 2008 ENAM 0043.
- [Hautier - 1999] J. P. Hautier, J. Faucher and J. P. Caron, "Le graphe Informationnel Causal, un outil pour analyser, comprendre, représenter", Journées 3EI, Cachan, 1999.
- [Iraqi - 2012] M. Iraqi-Houssaini, M. Kleiner, L. Roucoules, "Tools interoperability in engineering design using model-based engineering", 11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis International Conference (ASME – ESDA), Nantes, France, 2012, <http://dx.doi.org/10.1115/ESDA2012-82290>.
- [Iraqi - 2011] M. Iraqi-Houssaini, M. Kleiner, L. Roucoules, "Model-based (Mechanical) Product Design, model driven engineering languages and systems", 14<sup>th</sup> International Conference Models, Wellington - New Zealand, 2011.
- [Johnson - 2013] W. Johnson, "A History of Rotorcraft Comprehensive Analyses", American Helicopter Society 69th Annual Forum, Phoenix Arizona, 2013.
- [Junco - 2002] S. Junco, A. Donaire, G. Garnero, "Speed control of series DC motors: A Bond Graph based backstepping design", IEEE International Conference on Systems Man and Cybernetics, Tunisia, 2002, <http://dx.doi.org/10.1109/ICSMC.2002.1176035>.
- [Karnopp - 2000] D. C. Karnopp, D. L. Margolis, R. C. Rosemberg, "System Dynamics - Modeling and Simulation of Mechatronic Systems", Wiley Interscience, 2000.
- [Krysinski - 2011] T. Krysinski, F. Malburet, "Mechanical Instability", Wiley, 2011.
- [Lefort - 1975] P. Lefort et J. Hamann, "L'hélicoptère, théorie et pratique", Chiron, Paris, 1975.
- [Letrouve - 2009] T. Letrouve, A. Bouscayrol, W. Lhomme, "Influence of the Clutch Model in a Simulation of a Parallel Hybrid Electric Vehicle", IEEE

- VPPC'09, Dearborn, USA, September 2009, <http://dx.doi.org/10.1109/VPPC.2009.5289446>.
- [Lhomme - 2005] W. Lhomme, Ph. Delarue, Ph. Barrade, A. Bouscayrol, "Maximum Control Structure of a series hybrid electric vehicle using supercapacitors", EVS'21, Monaco, April 2005.
- [Lhomme - 2007] W. Lhomme, "Gestion d'énergie de véhicules électriques hybrides basée sur la représentation énergétique macroscopique", Thèse, USTL Lille, Novembre 2007, N° d'ordre 4059.
- [Lhomme - 2008] W. Lhomme, R. Zanasi, G.-H. Geitner, A. Bouscayrol, "Different Graphical Descriptions of Clutch Modelling for Traction Systems", ElectrIMACS'08, Quebec (Canada), May 2008.
- [Malburet - 1997] F. Malburet, "Amélioration du comportement vibratoire en basses fréquences par des moyens actifs", Thèse, Ensam Paris, 1997
- [Malburet - 2000] F. Malburet, A. Otho, P. Almeras, T. Krysinski, "Active control to improve the air resonance stabilities of modern rotor", Active Control in Mechanical Engineering, proceeding (Colloque Vibrations Chocs et Bruits), A.A. Balkema/Rotterdam/ Brookfield/2000, L. Jezequel Editor, pp. 213-220., 2000.
- [Marconi - 2007] L. Marconi, R. Naldi, "Robust full degree-of-freedom tracking control of a helicopter", journal of IFAC the International Federation of Automatic Control, vol. 43, no. 11, pp. 1909-1920, 2007, <http://dx.doi.org/10.1016/j.automatica.2007.03.028>.
- [Margolis - 2001] D. Margolis, T. Shim, "A bond graph model incorporating sensors, actuators, and vehicle dynamics for developing controllers for vehicle safety", Journal of the Franklin Institute, vol. 338, no. 1, pp. 21-34, 2001, [http://dx.doi.org/10.1016/S0016-0032\(00\)00068-5](http://dx.doi.org/10.1016/S0016-0032(00)00068-5).
- [Marquis - 1997] W. Marquis-Favre, "Contribution à la représentation bond graph des systèmes mécaniques multi corps", Thèse, EEA, INSA Lyon, France, 1997, N° d'ordre 97 ISAL 0126.
- [Martin - 2011] M. Martin, J. Gomand, F. Malburet, P.J. Barre, "Modelling and Control of an Effort Feedback Actuator in Helicopter Flight Control Using Energetic Macroscopic Representation", IMAACA 2011, 5th

- International Conference on Integrated Modeling and Analysis in Applied Control and Automation, Rome, Italy, Sept. 12-14, 2011.
- [Martin - 2013] M. Martin, "Contribution à l'intégration d'un actionneur intelligent à retour d'effort au sein d'un système complexe – Application aux commandes de vol d'hélicoptères", Thèse, LSIS, Art et Métiers ParisTech, Aix en Provence, France, 2013.
- [Martinez - 2010] Martinez, M. L. and Romero, G. and Maroto, J. and Felez, J., "Simulation Model of the Scanner Servocontrols for the Orientation of a Fighter Aircraft by Using the Bond Graph Technique", Computational Intelligence, Communication Systems and Networks (CICSyN), Second International Conference on, pages 106-111, July 2010, <http://dx.doi.org/10.1109/CICSyN.2010.67>.
- [Martini - 2008] A. Martini, "Modélisation et commande de vol d'un hélicoptère drone soumis à une rafale de vent", Thèse, LGIPM, Metz, France, 2008.
- [Masarati - 2011] P. Masarati, V. Muscarello, G. Quaranta, "Robust aeroservoelastic stability of helicopters: application to the air/ground resonance", American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, VA, May 3–5, 2011.
- [Muzard - 1994] P. Muzard, "Etude du comportement dynamique linéaire et non-linéaire d'un rotor d'hélicoptère. Application au couplage rotor-fuselage", Thèse, Ecole Centrale de Lyon, Ecully, France, 1994, N° d'ordre 94-53.
- [Niesner - 2005] C. Niesner "Sensibilité et robustesse à l'incertitude paramétrique, une approche Bond Graph", Thèse, LAGIS, Lille, 2005, N° d'ordre 15.
- [Ormiston - 1991] Ormiston, A. Robert, "Rotor-Fuselage Dynamics of Helicopter Air and Ground Resonance", Journal of the American Helicopter Society, vol. 36, no. 2, pp. 3-20, April 1991.
- [Pavel - 2008] M. D. Pavel, G. D. Padield, "Understanding the peculiarities of Rotorcraft-Pilot-Coupling", American Helicopter Society 64th Annual Forum, Montreal, Canada, April 29-May 1, 2008.

- [Pavel - 2010] M. D. Pavel, "Modeling Lead-Lag Dynamics for Rotorcraft-Pilot-Couplings Investigation", American Helicopter Society 66th Annual Forum, Phoenix Arizona, May 11-13, 2010.
- [Paviot - 2010] T. Paviot, "Méthodologie de résolution des problèmes d'interopérabilité dans le domaine du Product Lifecycle Management", Thèse, Ecole Centrale Paris, 2010, N° d'ordre 2010ECAP0020.
- [Paytner - 1961] H. M. Paytner, "Analysis and Design of Engineering systems", MIT-Press, Camb, MA, 1961.
- [Pierquin - 2002] J. Pierquin, "Contribution à la commande des systèmes multi machines multi convertisseurs", Thèse de doctorat, USTL Lille, Juillet 2002, N° d'ordre 3148.
- [Raju - 2010] M. Raju Hossain, D. Geoff Rideout, and D. Nicholas Krouglicof, "Bond graph dynamic modeling and stabilization of a quad-rotor helicopter", Proceedings of Spring Simulation Multiconference (SpringSim '10), Society for Computer Simulation International, San Diego, CA, USA, 2010, <http://dx.doi.org/10.1145/1878537.1878761>.
- [Raletz - 1990] R. Raletz, "Théorie élémentaire de l'hélicoptère", Collection aviation, Cépaduès-éditions, Toulouse, 1990.
- [Rougier - 2007] P. Rougier, "Mécanique du vol de l'hélicoptère", Lavoisier : Hermes Science Publication, Paris, 2007.
- [Schafroth - 2010] D. Schafroth, C. Bermes, S. Bouabdallah, R. Siegwart, "Modeling, system identification and robust control of a coaxial micro helicopter", journal of Control Engineering Practice, pp. 700-711, 2010, <http://dx.doi.org/10.1016/j.conengprac.2010.02.004>
- [Silva - 2010] Luis I. Silva, Guillermo A. Magallan, Pablo M. de la Barrera, Cristian H. De Angelo and Guillermo O. Garcia, "Modeling of Electric Vehicles Dynamics with Multi-Bond Graphs", Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC), Lille, 1-3 September 2010, <http://dx.doi.org/10.1109/VPPC.2010.5729149>.
- [Tiernego - 1985] M. J. L. Tiernego, A. M. Bos, "Modelling the dynamics and kinematics of mechanical systems with multibond graphs", Journal of

- the Franklin Institute, pp. 37–50, 1985, [http://dx.doi.org/10.1016/0016-0032\(85\)90063-8](http://dx.doi.org/10.1016/0016-0032(85)90063-8).
- [Tod - 2013] G. Tod, F. Malburet, J. Gomand, P.J. Barre, B. Boudon, "An Energetic Approach To Aeroelastic Rotorcraft-Pilot Couplings Analysis", ERF 2013, 39<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum 2013, Moscow, Russia, Sept. 3-6, 2013.
- [Tremolet - 2012] A. Tremolet, P. M. Basset, "Some meta-modeling and optimization techniques for helicopter pre-sizing", European Rotorcraft Forum, Amsterdam, September 2012.
- [Vaz - 2004] A. Vaz, S. Hirai, "Application of Vector Bond Graphs to the Modeling of a Class of Hand Prostheses", Proceedings of ESDA04, 7th Biennial ASME Conference on Engineering Systems Design and Analysis, Manchester, United Kingdom, July 19-22, 2004, <http://dx.doi.org/10.1115/ESDA2004-58249>.
- [Vergé - 2004] M. Vergé, D. Jaume, "Modélisation structurée des systèmes avec les Bond Graph", Editions Technip, 2004.
- [Verhille - 2007] J. N. Verhille, "Représentation Énergétique Macroscopique du métro VAL 206 et Structures de commande déduites par inversion", Thèse de doctorat ENSAM, juillet 2007, N° d'ordre 2007 ENAM 0018.
- [Vernay - 2012] B. Vernay, "Analyse et comparaison de modèles pour modélisation multi-physique", Mémoire de master, LSIS, Aix en Provence, 2012.
- [Watkinson - 2003] J. Watkinson, "The Art of Helicopter", Blutterworth-Heinemann, 2003.
- [Wegner - 1996] P. Wegner, "Interoperability", ACM Computing Survey, pp. 258-287, 1996.
- [Zhao - 2012] Q. Zhao, F. Gao, "Bond graph modelling of hydraulic six-degree-of-freedom motion simulator", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, vol. 226, no. 12 2887-2901, December 2012, <http://dx.doi.org/10.1177/0954406212440067>.
- [ARISTOTEL - 2013] [www.aristotel-project.eu](http://www.aristotel-project.eu) (Oct. 2013)

[L2EP - 2013] <http://l2ep.univ-lille1.fr> (Oct. 2013)

[20-sim - 2013] <http://www.20sim.com> (Oct. 2013)

[Sites institutions] Les principaux sites des institutions dans les activités portent sur l'hélicoptère (Oct. 2013) :

- [S\_1] Alfred Gessow Rotorcraft Center; University of Maryland, College Park, US : [www.agrc.umd.edu](http://www.agrc.umd.edu) ;
- [S\_2] Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, of Politecnico di Milano, Italy : [www.polimi.it](http://www.polimi.it) ;
- [S\_3] Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, University of California Davis, US : [www.ucdavis.edu](http://www.ucdavis.edu) ;
- [S\_4] Flight Science and Technology; University of Liverpool; Liverpool, U.K: [www.liv.ac.uk/flightscience](http://www.liv.ac.uk/flightscience) ;
- [S\_5] University of Technology Delft, Netherlands: <http://www.tudelft.nl> ;
- [S\_6] NASA Ames Research Center, US: <http://www.arc.nasa.gov> ;
- [S\_7] L'équipe Ingénierie Numérique des systèmes mécaniques du Laboratoire des sciences de l'information et des systèmes, Arts et Métiers Paristech, France : <http://www.lsis.org/> ;
- [S\_8] Office National d'Etudes et de Recherches Aéorospatiales, France : <http://www.onera.fr/>.



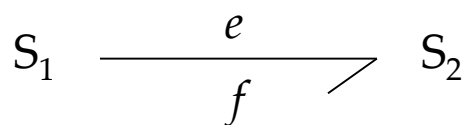


# Annexe A - Notions complémentaires sur les outils de représentation multiphysique

Dans cette annexe, des éléments supplémentaires sur les outils de représentation multiphysique retenus (le bond graph, le multibond graph et la Représentation Énergétique Macroscopique) sont présentés. Dans la première partie un rappel sur les principes de base du BG et de la REM est effectué. Ensuite, les éléments du MBG sont présentés en analogie au BG.

## Notions de base du BG

L'énergie échangée entre deux systèmes est représentée par un lien de puissance, décrit par une demi-flèche. Ce lien porte les variables de flux et d'effort (Figure 0.1) :



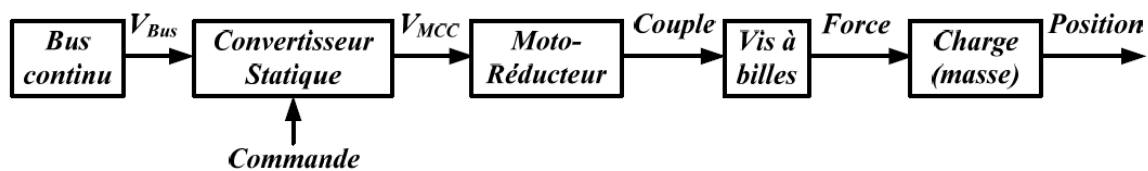
**Figure 0.1** - Lien de puissance en bond graph

Les variables généralisées de flux et d'effort sont différentes selon les domaines. L'expression de la puissance échangée s'obtient par multiplication des deux variables d'effort et de flux. L'expression de l'énergie est obtenue par intégration de l'expression de la puissance. Le Tableau 0.1 présente les analogies entre les variables de puissance et d'énergie dans les principaux domaines physiques qui concernent l'hélicoptère.

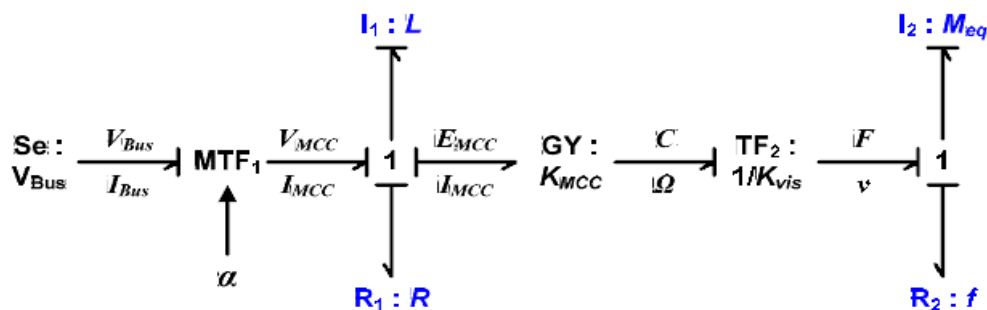
**Tableau 0.1** - Variables généralisées pour quelques domaines physiques [REF]

Domaine	Effort (e)	Flux (f)	Moment généralisé (p)	Déplacement généralisé (q)
Mécanique de translation	Force F [N]	Vitesse V [m/s]	Moment p [Ns]	Déplacement x [m]
Mécanique de rotation	Couple M [Nm]	Vitesse w [rad/s]	Moment pw [Nms]	Angle q [rad]
Electrique	Tension u [V]	Courant i [A]	Flux $\lambda$ [Vs]	Charge q [As]
Hydraulique	Pression totale p [N/m <sup>2</sup> ]	Flux volumique Q [m <sup>3</sup> /s]	Moment de pression pp [N/m <sup>2</sup> s]	Volume Vc [m <sup>3</sup> ]

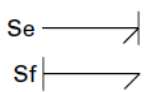
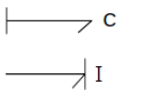
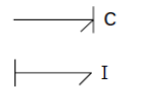
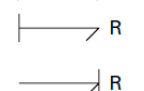
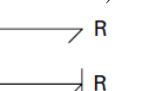
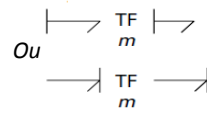
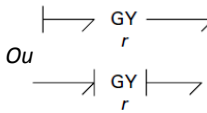
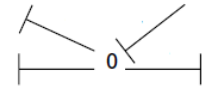
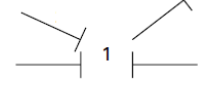
La démarche de représentation d'un système en BG est illustrée sur la base d'un exemple de chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008] de la Figure 0.2.

**Figure 0.2** - Exemple de chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008]

La première étape consiste à placer les principaux éléments BG représentant les fonctions énergétiques des composants du système (Figure 0.3) : des éléments de stockage (I et C) et un élément dissipatif (R). Plusieurs types d'éléments permettent la liaison entre ces éléments : des éléments de jonction à effort commun (jonction '0') ou à flux commun (jonction '1'), des éléments transformateurs ('TF') ou gyrateurs ('GY') et des éléments de source d'effort ('Se') ou de flux ('Sf').

**Figure 0.3** - Bond graph d'une chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008]

**Tableau 0.2 - Règles d'affectation de la causalité sur les différents éléments du BG [Dauphin - 2000]**

Elements	Causalité	
Sources d'énergie	<i>Obligatoire</i> 	
Accumulation d'énergie	<i>Intégrale</i> 	<i>Dérivée</i> 
Dissipation d'énergie	<i>Arbitraire (linéaire)</i> 	<i>Non arbitraire (non linéaire)</i> 
Conversion d'énergie		
		
Distribution d'énergie		
		

La deuxième étape consiste en l'affectation de la causalité. Elle est représentée par un trait sur chaque lien spécifiant le lien de cause à effet. Ce trait est placé à côté de l'élément qui se voit imposer l'effort. La causalité est affectée selon des règles spécifiques (Tableau 0.2) et en suivant la procédure suivante [Dauphin - 2000] :

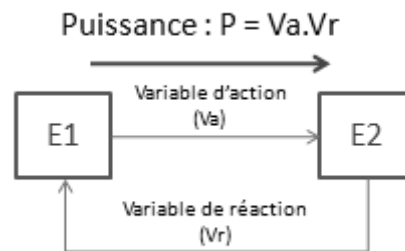
- 1- Affecter la causalité aux sources (obligatoires) et aux éléments R (non linéaires).
- 2- Affecter, dans la mesure du possible, une causalité intégrale aux éléments I et C.
- 3- Affecter les causalités aux éléments R (linéaires) en respectant les restrictions de causalité aux éléments de distribution (les jonctions "0" et "1") et aux éléments de conversion (TF et GY).

L'affectation de la causalité intégrale dans ce cas est préférentielle, mais en cas de conflit à une jonction on peut être amené à représenter certains éléments (I et C) en causalité dérivée.

## *Notions de base de la REM*

L'outil REM repose sur deux principes :

- 1- Le principe d'action-réaction : Chaque action d'un élément (1) induit une réaction de l'élément (2). La puissance instantanée échangée entre les deux éléments est le produit des deux variables d'action et de réaction entre les deux éléments [Bouscayrol - 2003] (Figure 0.4). Ce principe est également à la base du bond graph.

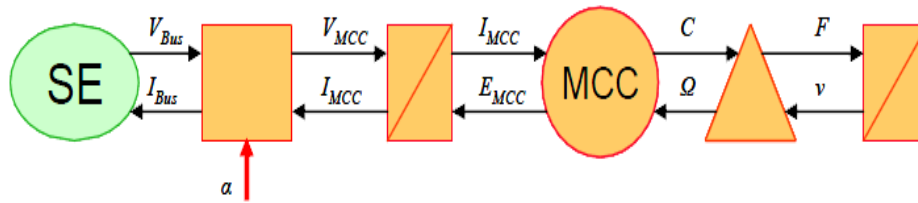


**Figure 0.4 - Principe d'action-réaction**

- 2- Le principe de causalité : la causalité physique ne peut être qu'intégrale. Ce principe découle du fait que toute grandeur physique ne peut être que la conséquence d'événements passés ou présents, mais pas d'événements futurs.

Nous soulignons ici, une différence avec le BG qui autorise l'utilisation de la causalité dérivée.

La Figure 0.5 montre un exemple de représentation en REM sur la chaîne de conversion électromécanique. La représentation comporte plusieurs types d'éléments : source de puissance (pictogramme ovale couleur verte), éléments de conversion (pictogramme carré pour une conversion monodomaine ou circulaire pour une conversion multidomaine) et élément d'accumulation (pictogramme rectangulaire orange avec une barre oblique). Ces différents éléments sont reliés par les variables d'action réaction [Bouscayrol - 2003].



**Figure 0.5** - REM d'une chaîne de conversion électromécanique [Gomand - 2008]

**Tableau 0.3** - Analogies entre les principaux éléments du BG et ceux de la REM

Elements	BG Symbol	EMR Symbol	Examples
Source element	Se $\longrightarrow$		Battery
	Sf $\longrightarrow$		Hands on Stick
Accumulation element	$\longrightarrow$ I		Inductor, Inertia
	$\longrightarrow$ C		Capacitor, stiffness
Conversion element	$\longrightarrow$ TF $\longrightarrow$		Chopper, Gearbox
	$\longrightarrow$ GY $\longrightarrow$		DC machine
Coupling element			Series connexion or parallel connexion

Les causalités intrinsèques des éléments d'accumulation fixent leurs entrées et sorties (principe de cause à effet), et donc les entrées et sorties des autres éléments. Comme son nom l'indique la REM permet une représentation macroscopique, parce qu'elle ne fait apparaître que les éléments d'accumulation d'énergie et de transfert de puissance, facilitant ainsi la déduction de la commande par inversion du système.

Les analogies entre les principaux éléments des représentations BG et REM sont présentés dans le Tableau 0.3, accompagnés de quelques exemples.

## Le BG et le MBG

Le BG a été développé au départ avec une forme monodimensionnelle. Plus tard, cette méthode a été étendue à une forme vectorielle appelée multibond graph (MBG), pour la représentation et l'analyse des systèmes multicorps.

Les analogies entre les principaux éléments du BG monodimensionnel et éléments multiports du MBG dans le domaine multidimensionnel, sont présentées dans le Tableau 0.4.

**Tableau 0.4** - Analogies des principaux éléments du BG et ceux du MBG

Elements	BG Symbol	MBG Symbol
Source element	$\begin{matrix} (Se) \\ \text{ou} \\ (Sf) \end{matrix} \longrightarrow$	$\begin{matrix} (Se) \\ \text{ou} \\ (Sf) \end{matrix} \Longrightarrow$
Accumulation element	$\longrightarrow \begin{matrix} (I) \\ \text{ou} \\ (C) \end{matrix}$	$\Longrightarrow \begin{matrix} (I) \\ \text{ou} \\ (C) \end{matrix}$
Conversion element	$\longrightarrow \begin{matrix} \text{MTF} \\ (m) \end{matrix} \longrightarrow$	$\begin{bmatrix} 0 & T^T \\ T & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \text{TF} \\ (M) \end{matrix} \Longrightarrow$
	$\longrightarrow \begin{matrix} \text{GY} \\ (K) \end{matrix} \longrightarrow$	$\begin{bmatrix} 0 & G^T \\ G & 0 \end{bmatrix} \begin{matrix} \text{GY} \\ (M) \end{matrix} \Longrightarrow$
Coupling element	$\begin{matrix} (0) \\ \text{ou} \\ 1 \end{matrix} \longrightarrow \downarrow$	$\begin{matrix} (\underline{0}_n) \\ \text{ou} \\ \underline{1}_n \end{matrix} \begin{matrix} \text{ } \\ \downarrow \end{matrix}$

## *Annexe B - Métamodélisation et transformation de modèles en application au BG et la REM*

---

La démarche de complémentarité entre le bond graph et la Représentation Energétique Macroscopique présentée dans le Chapitre II, a été à l'origine de travaux complémentaires menés dans le cadre d'un stage de master de recherche. Ces travaux ont été lancés pour définir les règles de transformation entre les deux représentations. Ce travail a été co-encadré avec d'autres membres du projet INSM du LSIS travaillant sur la thématique autour de l'ingénierie dirigée par les modèles [Iraqi - 2011].

Dans le but de bénéficier des avantages de chaque outil de représentation et de permettre leur utilisation parallèle, cette étude propose une application des méthodes de l'ingénierie dirigée par les modèles. L'idée principale de ces travaux consiste à établir la carte de correspondance pour permettre la transformation entre ces deux outils. Avant de définir la carte de correspondance et les règles de transformation entre les outils, il est nécessaire d'établir le métamodèle de chacun des outils. Une première partie est consacrée à la métamodélisation des deux outils de représentation (BG et REM). Une deuxième partie est consacrée à la transformation des deux modèles.

### *Métamodèles du BG et de la REM*

Dans le but de comprendre l'utilisation des métamodèles pour le BG et la REM, quelques notions de base du domaine de l'ingénierie dirigée par les modèles sont définies :



L'ingénierie dirigée par les modèles (IDM) utilise des méthodes, basées sur la construction de modèles, afin de permettre la collaboration d'experts et la fédération d'outils.

Un modèle est une abstraction d'un système, modélisé sous la forme d'un ensemble de faits construits dans une intention particulière. Un modèle doit pouvoir être utilisé pour répondre à des questions sur le système modélisé [Combemale - 2008]. Il peut ainsi être considéré comme une représentation d'un système ou d'un élément réel.

Un métamodèle est un modèle qui définit le langage d'expression d'un modèle, i.e. le langage de modélisation [Combemale - 2008]. Les métamodèles sont définis par un langage de modélisation qui, afin de limiter les niveaux d'abstraction, doit être capable de s'auto décrire. Le métalangage qui en résulte est un métamétamodèle [Combemale - 2008].

Un métamétamodèle est un modèle qui décrit un langage de métamodélisation, i.e. les éléments de modélisation nécessaires à la définition des langages de modélisation. Il a de plus la capacité de se décrire lui-même [Combemale - 2008].

Eclipse Modeling Framework (EMF) est un outil de description de modèles. Il s'agit d'un support pour le stockage et l'intégration de métamodèles. Ecore est un langage utilisé par EMF pour définir des modèles, il s'agit d'un métalangage.

La structure d'un modèle Ecore se base sur les principes initialement introduits dans l'orienté objet. Cette structure peut se traduire par le métamodèle simplifié suivant (Figure 0.6)

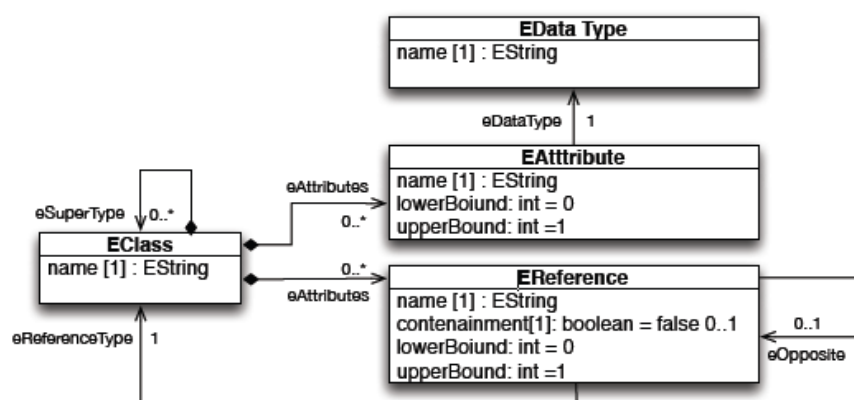


Figure 0.6 - Métamodèle du langage Ecore

Les concepts-clés du langage *Ecore* représentés dans la Figure 0.6 sont :

- *EClass* : Une classe représente un type. Un type peut définir un nombre indéfini de supertypes (type de type), de références (égalité, association) et d'attributs.
- *EAttribute* : Un attribut définit un élément spécifique associé à un type.
- *EReference* : Une référence représente une association orientée. Optionnellement cette référence peut avoir une association opposée. Cet élément définit un élément référencé.

A partir de ces différentes notions et définitions données sur l'ingénierie dirigée par les modèles et en se basant sur les éléments constitutifs des deux outils (BG et REM), présentés dans l'Annexe A, nous proposons les métamodèles correspondants au bond graph (Figure 0.7) et à la représentation énergétique macroscopique (Figure 0.8).

## *Transformation de modèles*

En IDM, la transformation de modèles joue un rôle majeur. En informatique, la réutilisation de certaines données à partir d'un format quelconque peut permettre d'utiliser différentes applications logicielles parallèlement. Dans cette optique, la transformation de modèles peut être un excellent outil pour permettre la fédération de certaines applications logicielles, indépendamment du choix de l'utilisateur.

L'objectif principal de ces travaux complémentaires est d'établir les transformations nécessaires entre le BG et la REM en se basant sur le principe de transformation de modèles. Pour cela, l'utilisation d'un langage de transformation est nécessaire. Il permet l'interaction entre modèles à partir d'un modèle source pour générer, en fonction de règle de transformation définies, un modèle cible. Les relations établies pour cette transformation doivent être en accord avec les différents niveaux d'abstraction (modèle, métamodèle et métamétamodèle) et les modèles associés à chacun. Le langage choisi pour établir la transformation est le langage Atlas Transformation Language (ATL). Ce dernier est utilisé pour réaliser la transformation d'un modèle BG vers un modèle REM en se basant sur une description de ces modèles en accord avec les métamodèles précédemment présentés (Figure 0.7 et Figure 0.8).

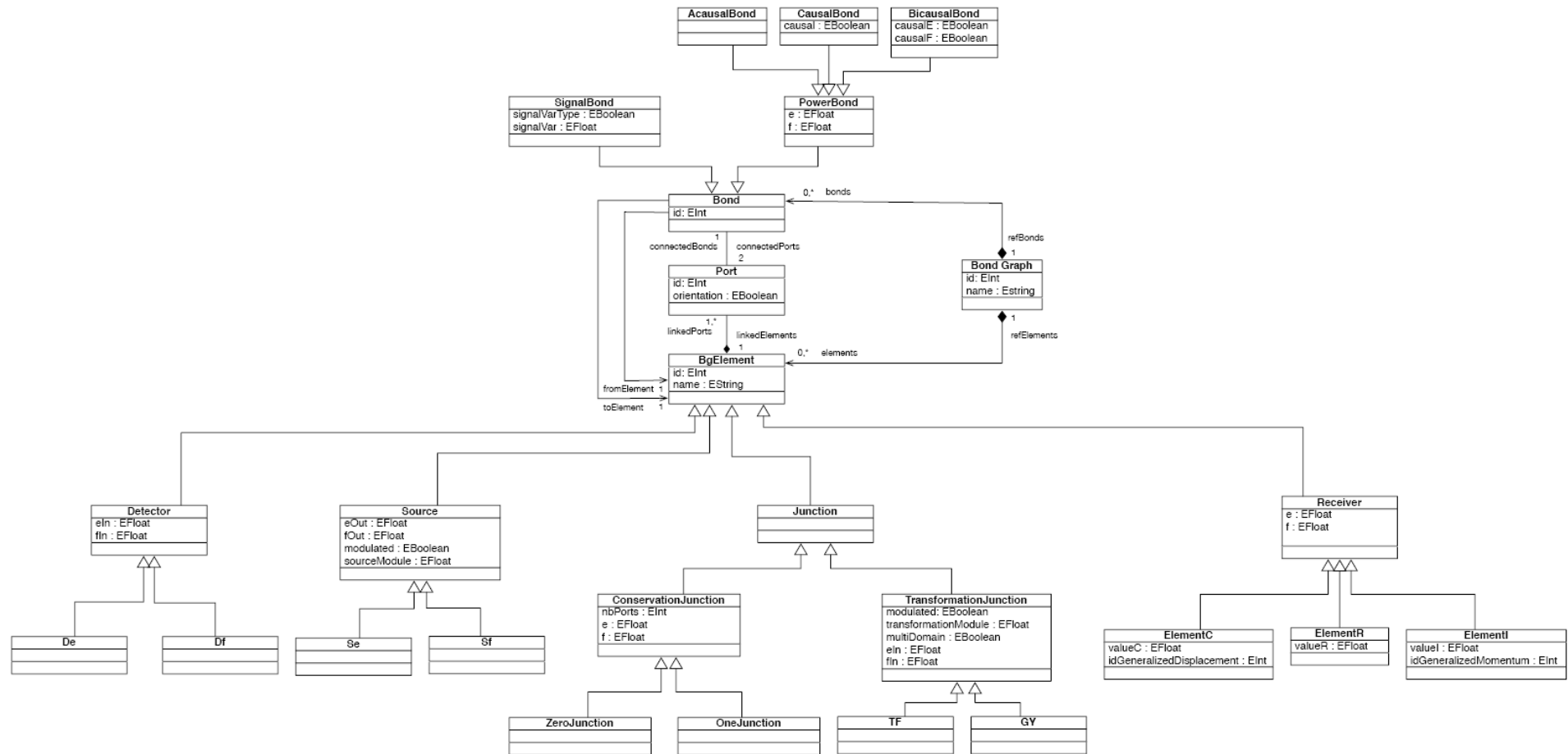


Figure 0.7 - Métamodèle proposé pour le bond graph

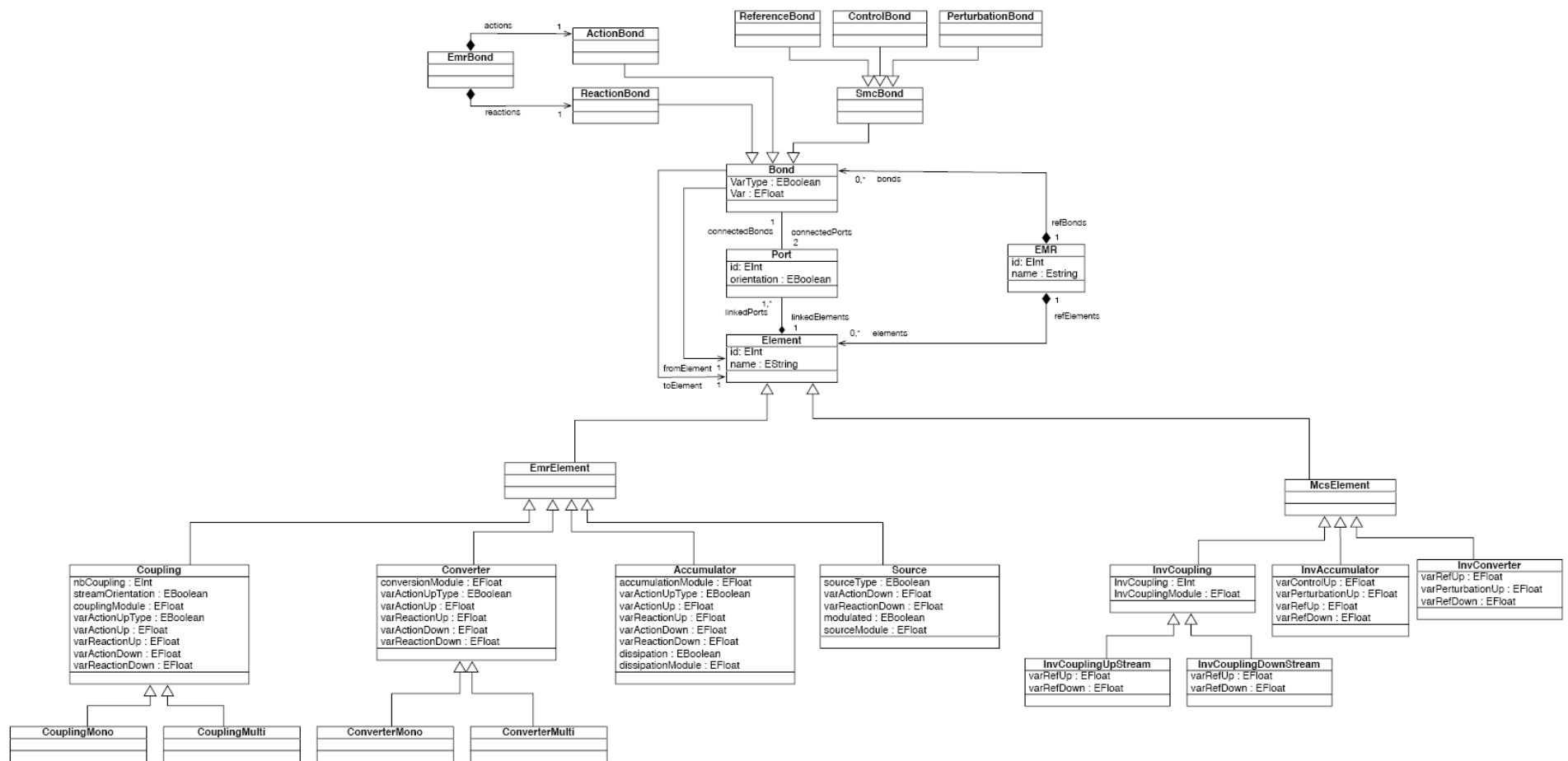
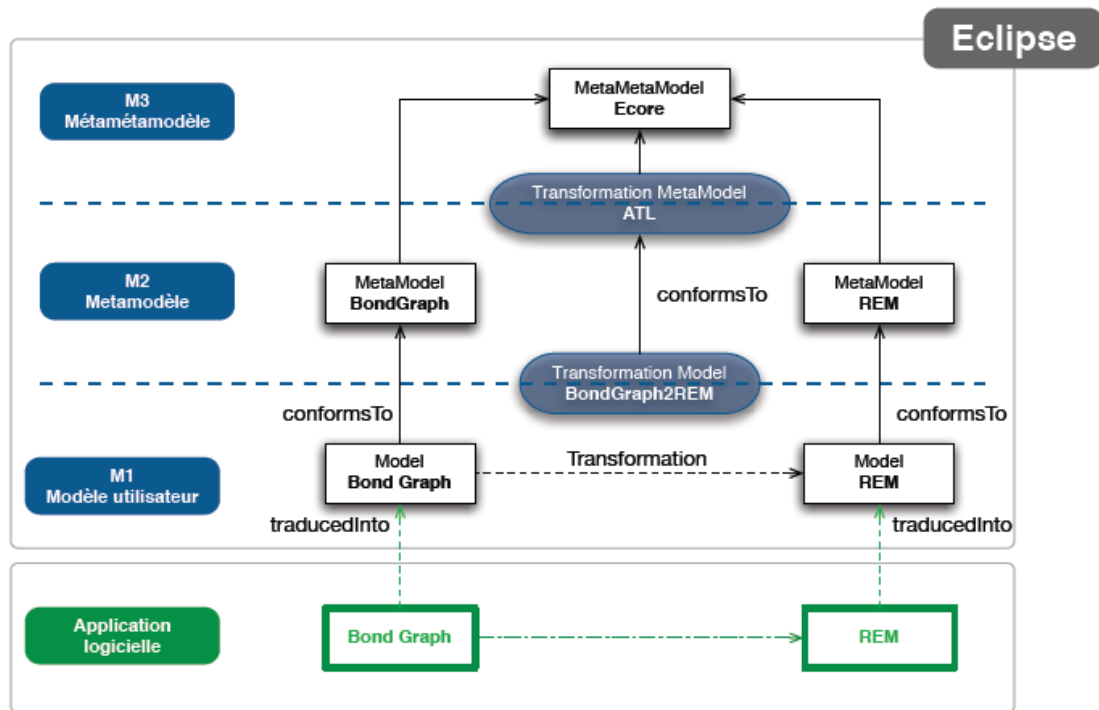


Figure 0.8 - Métamodèle proposé pour la Représentation Énergétique Macroscopique

La Figure 0.9 montre le principe de transformation entre les deux modèles. Le modèle source correspond à celui du BG. A partir de ce modèle, les règles de transformation définies dans la Figure 0.10 permettent de générer le modèle cible correspondant à un équivalent exprimé en REM.



**Figure 0.9 - Principe de transformation avec ATL et Ecore**

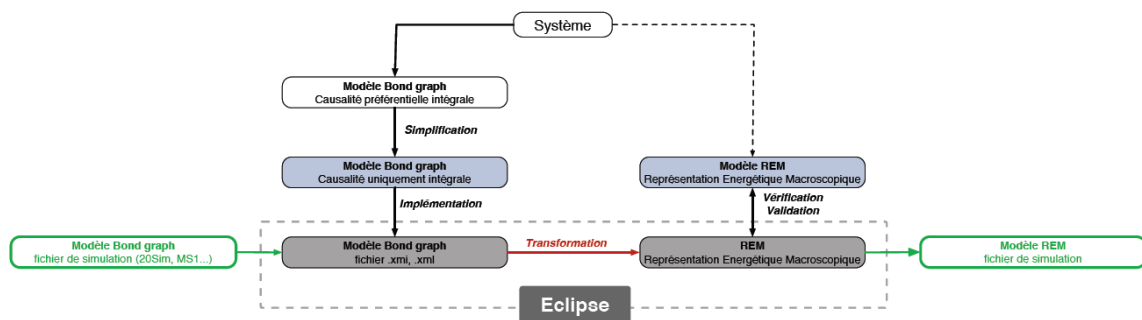
Nous rappelons que la transformation entre le BG et la REM, n'est possible que si le BG est en causalité intégrale. Nous considérons ainsi en modèle source un modèle BG remplissant ce critère et nous présentons dans la Figure 0.10 l'ensemble des cas qui doivent être traités. Pour ces transformations, il n'est pas toujours possible de réaliser une équivalence stricte entre les éléments du BG et ceux de la REM car la transformation d'un élément dépend aussi de ceux qui lui sont rattachés. Ainsi, certaines règles transforment plusieurs éléments du BG en un ou plusieurs éléments associés en REM. Par exemple, le nombre et le type de récepteurs connectés à une jonction de conservation définit le nombre d'accumulateurs et l'existence ou non d'un couplage. De plus chacune de ces règles admet un large nombre de cas (7 pour la règle décrite à la ligne 9, 56 pour celle de la ligne 13 de la Figure 0.10). L'ensemble des règles ont été implémentées sous Eclipse.

Bond graph	EMR	Cas
Lien causal	Bond (Action bond + Reaction bond)	2
Source d'effort $S_e$	Source	1
Source de flux $S_f$	Source	1
Transformation	Convertisseur	2
Conservation	Convertisseur	2
Conservation + Récepteurs (I,C,R)	Accumulateur(s)	7
Conservation à Entrées Multiples	Couplage Amont	1
Conservation à Sorties Multiples	Couplage Aval	1
Conservation à Sorties Multiples + Récepteurs (I,C,R)	Couplage Amont + Accumulateur(s)	7
Conservation à Entrées Multiples + Récepteurs (I,C,R)	Couplage Aval + Accumulateur(s)	7
Conservation à Sorties Multiples + Source + Récepteurs (I,C,R)	Couplage Amont + Source + Accumulateur(s)	7
Conservation (x2) + Récepteurs (I,C,R)	Accumulateur(s)	56
Conservation à Entrées Multiples + Conservation + Récepteurs (I,C,R)	Couplage Aval + Accumulateur(s)	56
Conservation à Sorties Multiples + Conservation + Récepteurs (I,C,R)	Couplage Amont + Accumulateur(s)	56

Figure 0.10 - Règles de transformation

Le cas d'étude utilisé pour vérifier la transformation BG vers REM est la chaîne de commande de vol d'un hélicoptère. Il s'agit du même exemple choisi pour

présenter la démarche de complémentarité entre les deux outils dans le deuxième chapitre. La figure résume les principales étapes d'implémentation de ce cas d'étude.



**Figure 0.11 - Etapes d'implémentation du cas d'étude**

A partir du modèle BG en causalité intégrale du système étudié (Figure II.10) et des métamodèles réalisés précédemment (Figure 0.7 et Figure 0.8), il est possible d'implémenter le modèle BG sous Eclipse. Le fichier (.Xmi) obtenu peut ensuite être soumis à la transformation définie en ATL. Un fichier cible est alors généré contenant le modèle REM associé.

Dans ce cas d'étude, les deux modèles sont comparés et sont équivalents, ce qui nous permet de valider en partie la transformation. A noter que lors de leur écriture chacune des règles a été testée individuellement afin d'assurer de la cohérence des conditions et des déclarations du code ATL.

---

## *Annexe C - Compléments sur la modélisation MBG d'un hélicoptère*

---

L'objectif de cette annexe est d'apporter des informations complémentaires à la modélisation MBG du sous-système rotor-structure. Dans le Chapitre III.2.3, nous avons présenté la démarche en montrant les différentes étapes de modélisation du sous-système. Tout d'abord, nous avons posé les hypothèses de modélisation définissant la cinématique du modèle (partie III.2.3.1 : Figure III.17, Figure III.18 et Figure III.19) ainsi que les différentes frontières du système (partie III.2.3.2). Ensuite, nous avons présenté le modèle MBG à mots global du système (Figure III.22). Ce dernier est composé principalement de deux types d'éléments : la représentation MBG d'un solide en mouvement et la représentation MBG d'une liaison pivot. Ces éléments ont été présentés sur la base des exemples d'une pale (Figure III.23) et de la liaison de battement (Figure III.24).

### *Rappel du principe de représentation d'un solide rigide en mouvement*

La représentation MBG d'un solide en mouvement est basée sur les équations de Newton Euler [Vergé - 2004 ; Marquis - 1997 ; Borutzky - 2010]. Elle est présentée sur la base de l'exemple d'une pale dans la Figure III.23 et expliquée par les équations (3.5) à (3.8).

En effet, cette représentation peut être définie comme la composition de trois parties principales :

- la partie supérieure (Figure III.23: partie 1) décrivant la dynamique de rotation exprimée dans le repère local du solide.
- la partie intermédiaire (Figure III.23 : partie 2) représentant la dynamique de translation exprimée dans le repère local du solide. Cette partie met en



évidence les relations entre les vitesses des points définissant le solide. Il s'agit de la vitesse (translation) du centre d'inertie et des vitesses des points géométriques associés aux liaisons avec les autres solides.

- la partie inférieure (Figure III.23 : partie 3) représentant la dynamique de translation exprimée dans le repère de référence (galiléen). A ce niveau, la gravité peut être appliquée.

## *Rappel du principe de représentation d'une liaison pivot*

La représentation MBG d'une liaison pivot est présentée sur la base de l'exemple de la liaison de battement entre la pale et l'arbre rotor (Figure III.24) :

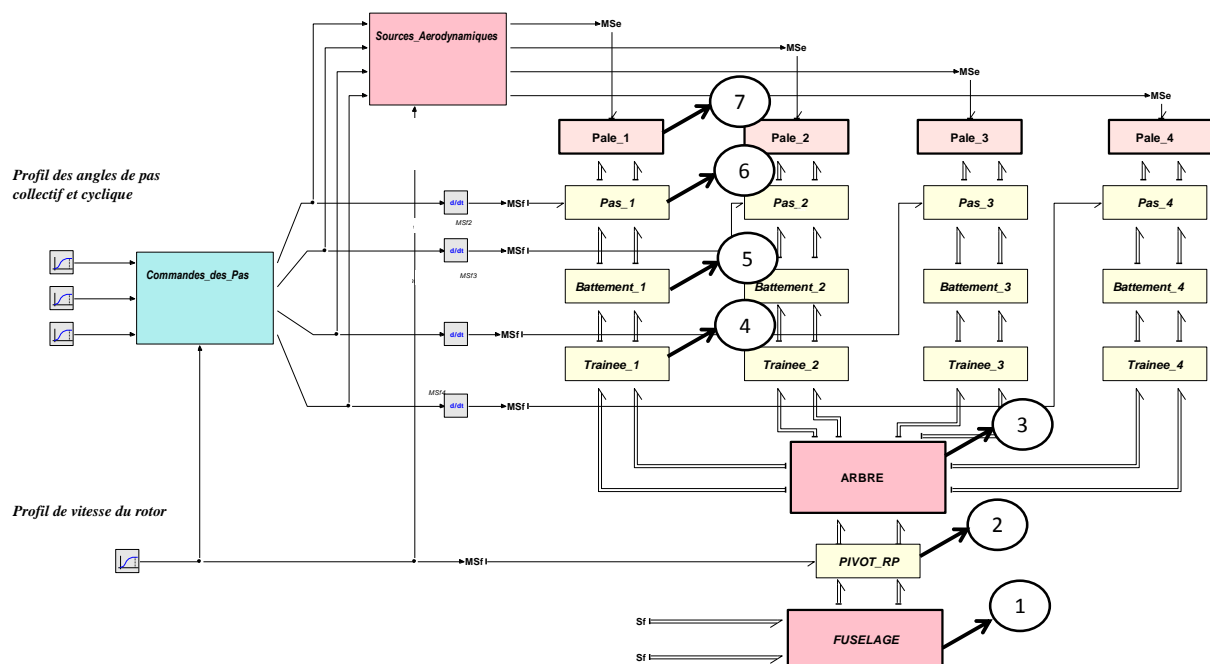
Une liaison pivot présentant, par définition, trois degrés de liaison en translation, la partie inférieure du modèle consiste en la transmission intégrale des mouvements de translation et des efforts correspondants, de l'élément précédent à l'élément suivant. Cette transmission est établie au travers d'un transformateur modulé par la matrice de rotation qui prend en compte la position angulaire relative du degré de liberté considéré dans la liaison. Cette transformation modulée intervient également dans la partie supérieure qui concerne les degrés de liberté et de liaison en rotation. Ces derniers sont pris en compte au travers de la jonction "0" du modèle (Figure III.24). En fonction de la liaison considérée, le degré de liberté en rotation considéré est soit contrôlé (cas de la liaison de pas et de la liaison arbre/fuselage) soit associé à une raideur et un amortissement définissant le comportement d'une articulation (cas des articulations de battement et de trainée). Les vitesses relatives des deux autres dimensions, correspondant aux degrés de liaison en rotation, sont maintenues à zéro par des sources de flux nulles.

## *Présentation des MBG des différents solides et liaisons du sous-système rotor-structure*

Dans cette partie, nous présentons les représentations MBG des différents éléments (solides et liaisons) selon l'ordre de leur construction afin de comprendre la chronologie des différentes phases de modélisation tout en mettre en évidence les frontières de chaque élément par rapport au modèle MBG à mots de la Figure III.22 et les différentes matrices de transformation utilisées pour chaque élément.

Ainsi, nous présentons dans l'ordre, comme illustré sur la Figure 0.12, les représentations :

- du fuselage ;
- de la liaison pivot arbre/fuselage ;
- de l'arbre ;
- de la liaison pivot "Trainée\_1" représentant l'articulation de trainée de la pale 1 ;
- de la liaison pivot "Battement\_1" représentant l'articulation de battement de la pale 1 ;
- de la liaison pivot "Pas\_1" représentant l'articulation de pas de la pale 1 ;
- de la pale 1.



**Figure 0.12** - Modèle MBG à mots du sous-système rotor-structure (Rappel de la figure III.22)

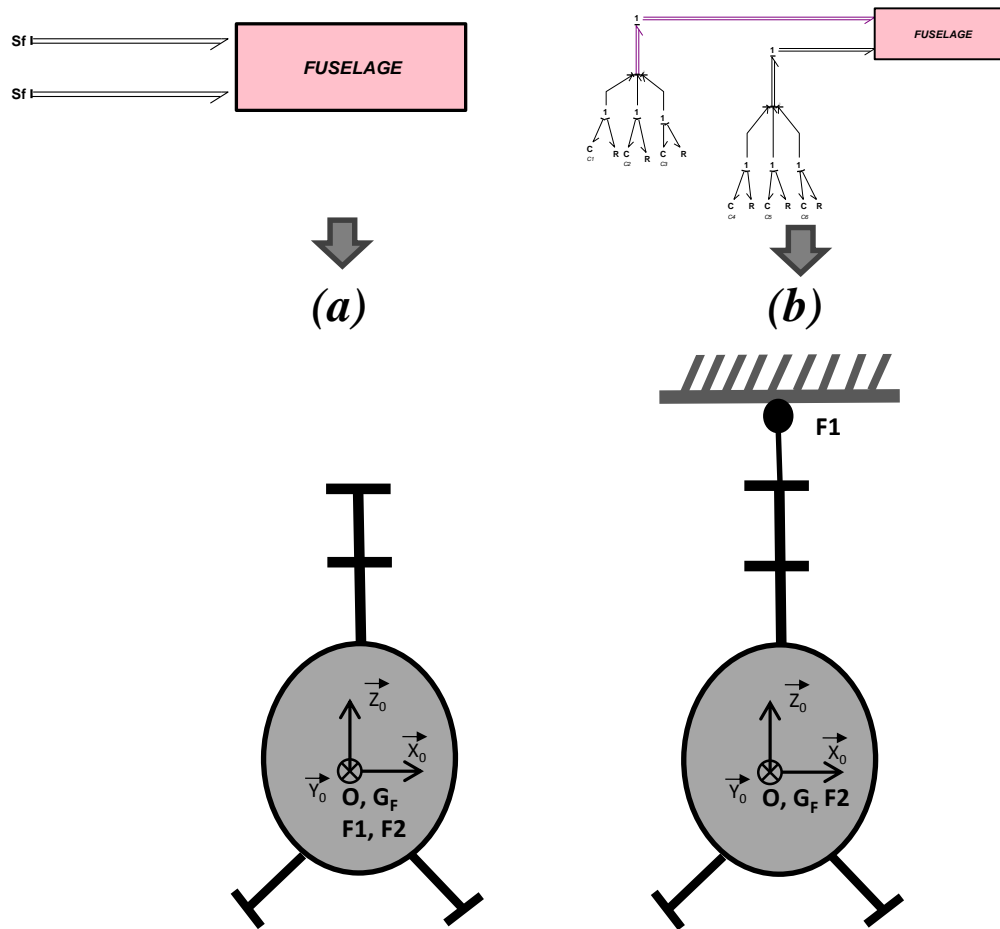
La représentation des autres pales (2, 3 et 4) est similaire celle de la pale 1. Nous nous limitons donc à cette dernière. De même pour les liaisons pales/arbre, nous nous limitons à la représentation des liaisons pale 1/arbre.

*Les paramètres utilisés pour la modélisation et la simulation du sous-système rotor-structure correspondent à des paramètres d'un hélicoptère "fictif". Leurs valeurs numériques sont présentées dans la dernière partie de cette Annexe C.*

## 1-Représentation MBG du fuselage

Nous rappelons dans la Figure 0.13 la cinématique correspondant au solide fuselage : le repère attaché au fuselage  $R_f (G_f, X_f, Y_f, Z_f)$  est confondu avec le repère

galiléen  $R_g (O, X_0, Y_0, Z_0)$ , les points  $F_1$  et  $F_2$  sont respectivement les points d'attache du fuselage avec le repère fixe  $R_f$  et l'arbre.

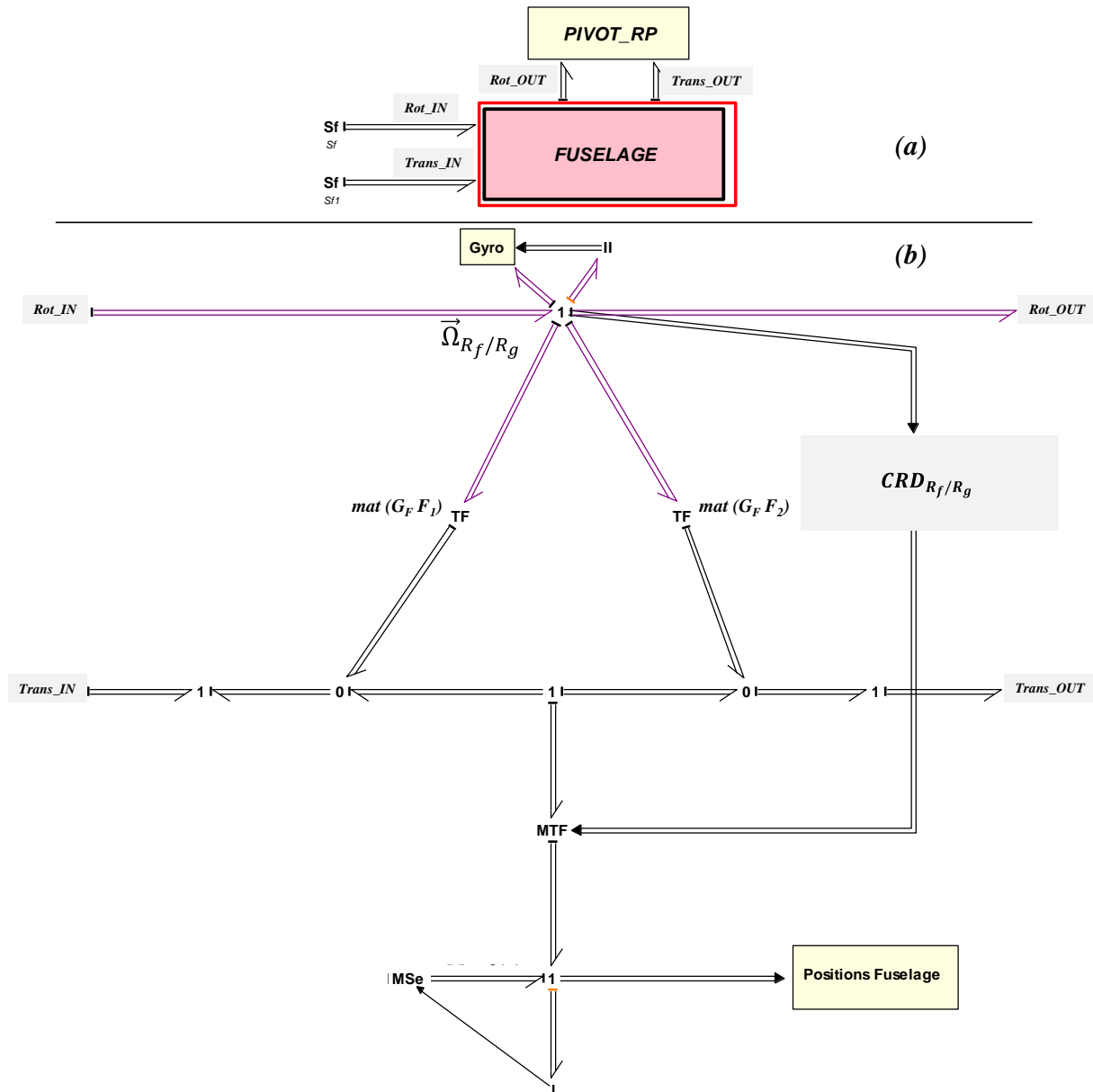


**Figure 0.13** - Rappel de la cinématique et des points d'attache du fuselage cas du fuselage fixe (a) cas du fuselage libéré (b)

La Figure 0.13 distingue deux cas :

- le premier cas (Figure 0.13-a) correspond au fuselage lorsqu'il est fixe, c'est-à-dire lorsqu'on bloque les mouvements de translation et de rotation en appliquant des sources de flux nulles. Dans ce cas, nous supposons que les points  $F_1$  et  $F_2$  sont confondus avec  $G_f$ .
- le deuxième cas (Figure 0.13-b) correspondant au fuselage lorsqu'il est libéré de manière à reproduire le mode pendulaire pour la simulation de la résonance air (RA) (Chapitre IV.2.1). Dans ce cas, nous supposons le point  $F_1$  au-dessus de la tête rotor.

La représentation MBG du fuselage est présentée dans la Figure 0.14.



**Figure 0.14** - Représentation MBG du fuselage (b), frontières du solide considéré (a)

Nous présentons les différents éléments de transformation du fuselage :

L'élément TF ( $\text{mat } G_F F_1$ ) de la Figure 0.14 représente la matrice asymétrique assurant la transformation entre le centre de gravité ( $G_F$ ) et le point d'attache au sol ( $F_1$ ) et définie dans le repère local du fuselage. Cette matrice est exprimée par l'équation (0.1).

$$\text{mat } G_F F_1 = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_F - ZF_1) & -(YG_F - YF_1) \\ -(ZG_F - ZF_1) & 0 & (XG_F - XF_1) \\ (YG_F - YF_1) & -(XG_F - XF_1) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.1)$$

L'élément TF (mat  $G_F F_2$ ) de la Figure 0.14 représente la matrice asymétrique assurant la transformation entre le centre de gravité ( $G_F$ ) et le point d'attache avec l'arbre ( $F_2$ ). L'équation (0.2) définit cette matrice.

$$\text{mat } G_F F_2 = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_F - ZF_2) & -(YG_F - YF_2) \\ -(ZG_F - ZF_2) & 0 & (XG_F - XF_1) \\ (YG_F - YF_2) & -(XG_F - XF_2) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.2)$$

L'élément MTF alimenté par la matrice  $CRD_{R_f/R_g}$  permettant le passage entre le repère local du fuselage ( $R_f$ ) et le repère galiléen ( $R_g$ ). Les coordonnées de cardan sont choisies pour cette transformation, c'est-à-dire les rotations, dans l'ordre, autour des axes de roulis, de tangage et de lacet. Pour cela, le vecteur de vitesse de rotation du centre d'inertie du fuselage ( $\vec{\Omega}_{R_f/R_g}$ ) exprimé dans le repère local du fuselage est récupéré au niveau de la jonction 1 tridimensionnelle (Figure 0.14) et intégré par rapport au temps. Les positions angulaires initiales du fuselage sont considérées comme nulles. Les angles obtenus ( $\vec{\phi}_{R_f/R_g}$ ) sont par la suite utilisés pour l'obtention de la matrice de Cardan telle que c'est illustré par les équations (0.3) et (0.4). Les différentes étapes permettant le calcul de cette matrice de Cardan sont expliquées dans [Vergé - 2004].

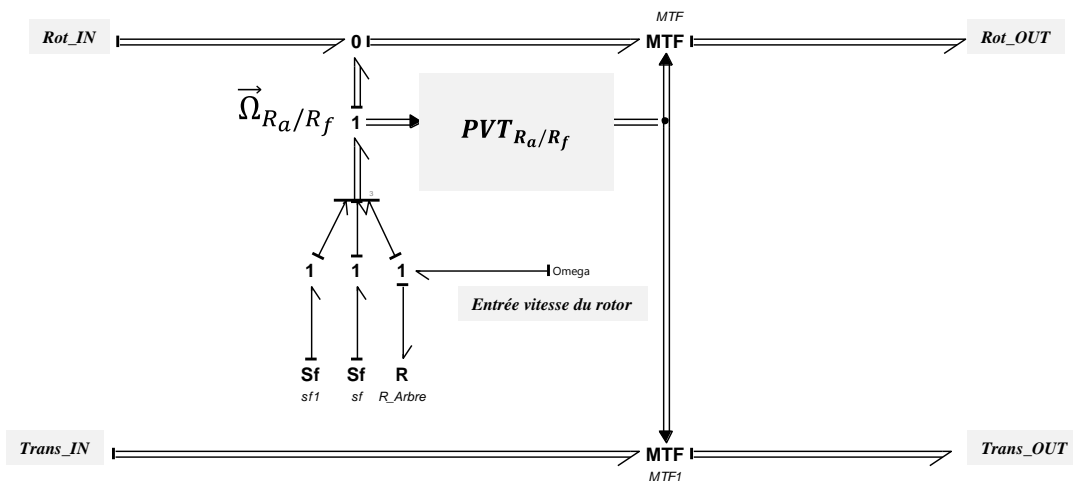
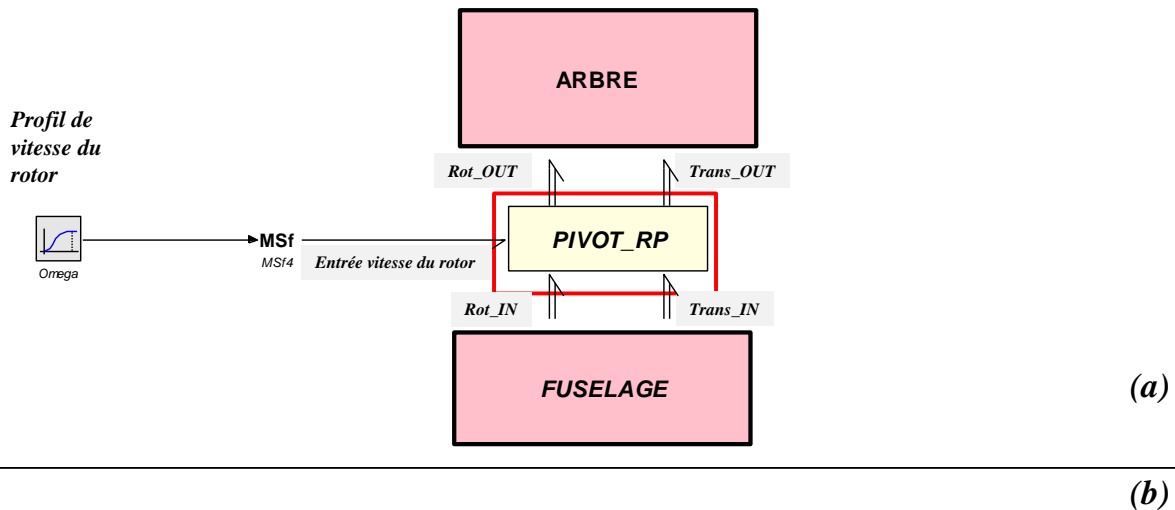
$$\begin{cases} \vec{\phi}_{R_f/R_g} = \int_0^t \vec{\Omega}_{R_f/R_g}(T) \cdot dt = [\phi_{X_{R_f/R_g}} & \phi_{Y_{R_f/R_g}} & \phi_{Z_{R_f/R_g}}]^T \\ CRD_{R_f/R_g} = \begin{bmatrix} crd_{11} & crd_{12} & crd_{13} \\ crd_{21} & crd_{22} & crd_{23} \\ crd_{31} & crd_{32} & crd_{33} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (0.3)$$

Avec :

$$\begin{cases} crd_{11} = \cos \phi_{Y_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Z_{R_f/R_g}} \\ crd_{12} = -\cos \phi_{Y_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Z_{R_f/R_g}} \\ crd_{13} = \sin \phi_{Y_{R_f/R_g}} \\ crd_{21} = \cos \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Z_{R_f/R_g}} + \sin \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Y_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Z_{R_f/R_g}} \\ crd_{22} = \cos \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Z_{R_f/R_g}} - \sin \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Y_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Z_{R_f/R_g}} \\ crd_{23} = -\sin \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Y_{R_f/R_g}} \\ crd_{31} = \sin \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Z_{R_f/R_g}} - \cos \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Y_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Z_{R_f/R_g}} \\ crd_{32} = \sin \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Z_{R_f/R_g}} + \cos \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Y_{R_f/R_g}} \cdot \sin \phi_{Z_{R_f/R_g}} \\ crd_{33} = \cos \phi_{X_{R_f/R_g}} \cdot \cos \phi_{Y_{R_f/R_g}} \end{cases} \quad (0.4)$$

## 2-Représentation MBG de la liaison pivot arbre/fuselage

Dans le cas de la liaison arbre/fuselage (Figure 0.15), le degré de liberté en rotation autour de l'axe  $Z_a$  de l'arbre est considéré. Ce dernier est contrôlé par une source de vitesse correspondant à la motorisation.



**Figure 0.15** - MBG de la liaison pivot arbre/fuselage (b) frontière de la liaison considérée (a)

Les éléments  $MTF$  et  $MTF1$  alimentés par la matrice  $PVT_{Ra/Rf}$  permettent le changement de repère entre l'arbre rotor (repère  $R_a$ ) et le fuselage (repère  $R_f$ ). Cette matrice prend en compte la position angulaire du rotor par rapport au fuselage. Pour cela, le vecteur de vitesse de rotation ( $\vec{\Omega}_{Ra/Rf}$ ) relative de la liaison est récupéré au niveau de la jonction 1 tridimensionnelle (Figure 0.15) et intégré par rapport au temps. Dans le cas particulier de la liaison considérée, seule la troisième composante

du vecteur de position angulaire ( $\vec{\phi}_{R_a/R_f}$ ) obtenu est non nulle et correspond à l'angle de rotation du rotor autour de l'axe  $Z_a$ . La position angulaire initiale de l'arbre rotor est considérée comme nulle. La matrice de rotation nécessaire à la description de cette liaison pivot est par conséquent une matrice de rotation autour de l'axe  $Z$  telle que définie par l'équation (0.5).

$$\begin{cases} \vec{\phi}_{R_a/R_f} = \int_0^t \vec{\Omega}_{R_a/R_f}(T) \cdot dt = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \phi_{Z R_a/R_f} \end{bmatrix}^T \\ PVT_{R_a/R_f} = \begin{bmatrix} \cos \phi_{Z R_a/R_f} & -\sin \phi_{Z R_a/R_f} & 0 \\ \sin \phi_{Z R_a/R_f} & \cos \phi_{Z R_a/R_f} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (0.5)$$

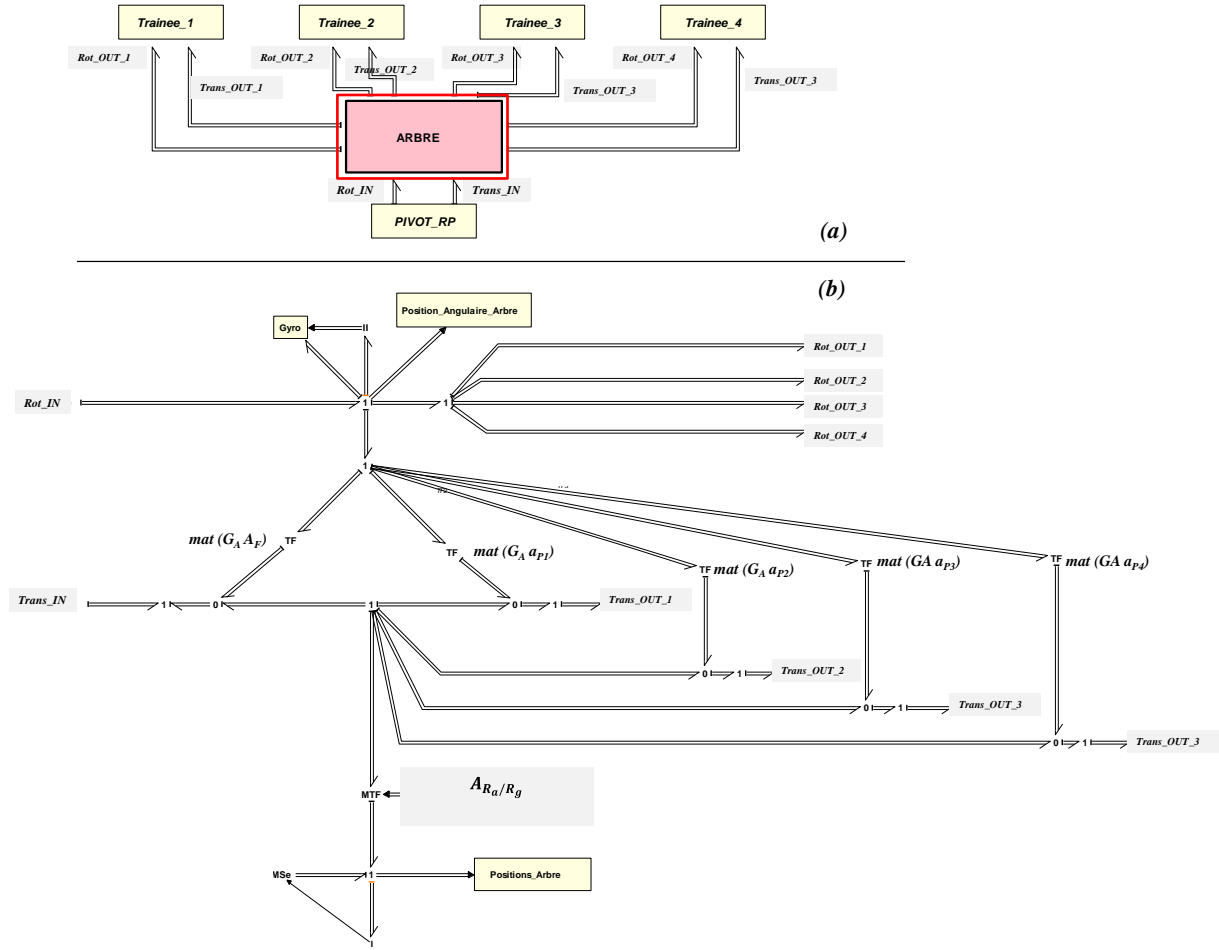
### 3- Représentation MBG de l'arbre

Les points définissant l'arbre rotor sont :

- le point  $G_A$  correspondant au centre de gravité ;
- le point  $A_F$  permettant l'attache avec le fuselage ;
- les points  $a_{p1}$ ,  $a_{p2}$ ,  $a_{p3}$  et  $a_{p4}$  correspondant respectivement aux points d'attache avec la pale 1, la pale 2, la pale 3 et la pale 4.

*Remarque :* Il est important de préciser que les coordonnées des points du solide considéré (ici, l'arbre) sont à chaque fois définies en relatif par rapport au point d'attache avec le solide précédent (ici, le fuselage). Dans le cas présent, les coordonnées du point  $A_F$  sont donc considérées comme nouvelle origine pour définir les coordonnées des autres points de l'arbre. Cela n'influence en rien la définition des matrices de transformation données ci-dessous, mais implique une double définition des coordonnées des points d'attache dans la liste des paramètres donnée en fin de cette Annexe C. Le point  $F_2$  défini dans le repère du fuselage coïncide avec le point  $A_F$  de l'arbre, de même les points  $a_{pi}$  de l'arbre coïncident avec les points  $A_{pi}$  des pales  $i$ .

A partir de ces éléments, nous présentons dans la Figure 0.16 la représentation MBG de l'arbre rotor.



**Figure 0.16 - MBG de l'arbre rotor (b) frontières du solide considéré (a)**

**Les éléments TFs :**  $\text{mat } G_A A_F$ ,  $\text{mat } G_A a_{P1}$ ,  $\text{mat } G_A a_{P2}$ ,  $\text{mat } G_A a_{P3}$  et  $\text{mat } G_A a_{P4}$  de la Figure 0.16 représentent les matrices asymétrique assurant les transformations entre le centre de gravité ( $G_A$ ) et respectivement les points d'attache au fuselage ( $A_F$ ), à la pale 1 ( $a_{P1}$ ), à la pale 2 ( $a_{P2}$ ), à la pale 3 ( $a_{P3}$ ) et à la pale 4 ( $a_{P4}$ ). Les équations (0.6, 0.7, 0.8, 0.9 et 0.10) définissent ces matrices.

$$\text{mat } G_A A_F = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_A - ZA_F) & -(YG_A - YA_F) \\ -(ZG_A - ZA_F) & 0 & (XG_A - XA_F) \\ (YG_A - YA_F) & -(XG_A - XA_F) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.6)$$

$$\text{mat } G_A a_{P1} = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_A - Za_{P1}) & -(YG_A - Ya_{P1}) \\ -(ZG_A - Za_{P1}) & 0 & (XG_A - Xa_{P1}) \\ (YG_A - Ya_{P1}) & -(XG_A - Xa_{P1}) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.7)$$

$$\text{mat } G_A a_{P2} = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_A - Za_{P2}) & -(YG_A - Ya_{P2}) \\ -(ZG_A - Za_{P2}) & 0 & (XG_A - Xa_{P2}) \\ (YG_A - Ya_{P2}) & -(XG_A - Xa_{P2}) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.8)$$



$$\text{mat } G_A a_{p3} = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_A - Za_{p3}) & -(YG_A - Ya_{p3}) \\ -(ZG_A - Za_{p3}) & 0 & (XG_A - Xa_{p3}) \\ (YG_A - Ya_{p3}) & -(XG_A - Xa_{p3}) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.9)$$

$$\text{mat } G_A a_{p4} = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_A - Za_{p4}) & -(YG_A - Ya_{p4}) \\ -(ZG_A - Za_{p4}) & 0 & (XG_A - Xa_{p4}) \\ (YG_A - Ya_{p4}) & -(XG_A - Xa_{p4}) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.10)$$

L'élément MTF alimenté par la matrice  $PVT_{R_a/R_g}$  permet le changement de repère entre le repère de l'arbre rotor ( $R_a$ ) et le repère galiléen ( $R_g$ ). Cette matrice est le produit des deux matrices de changement de repère présentées précédemment, c'est-à-dire le produit de la matrice  $PVT_{R_a/R_f}$  donnée par l'équation (0.5) et de la matrice  $PVT_{R_f/R_g}$  donnée par l'équation (0.1)

#### 4- Représentation MBG de la liaison Trainée 1

Dans le cas de cette liaison, le degré de liberté en rotation autour de l'axe  $Z_{pi}$  de la pale  $i$  est considéré. Ce dernier est associé à des éléments R et C correspondant respectivement à l'amortissement et la raideur de trainée (Figure 0.17).

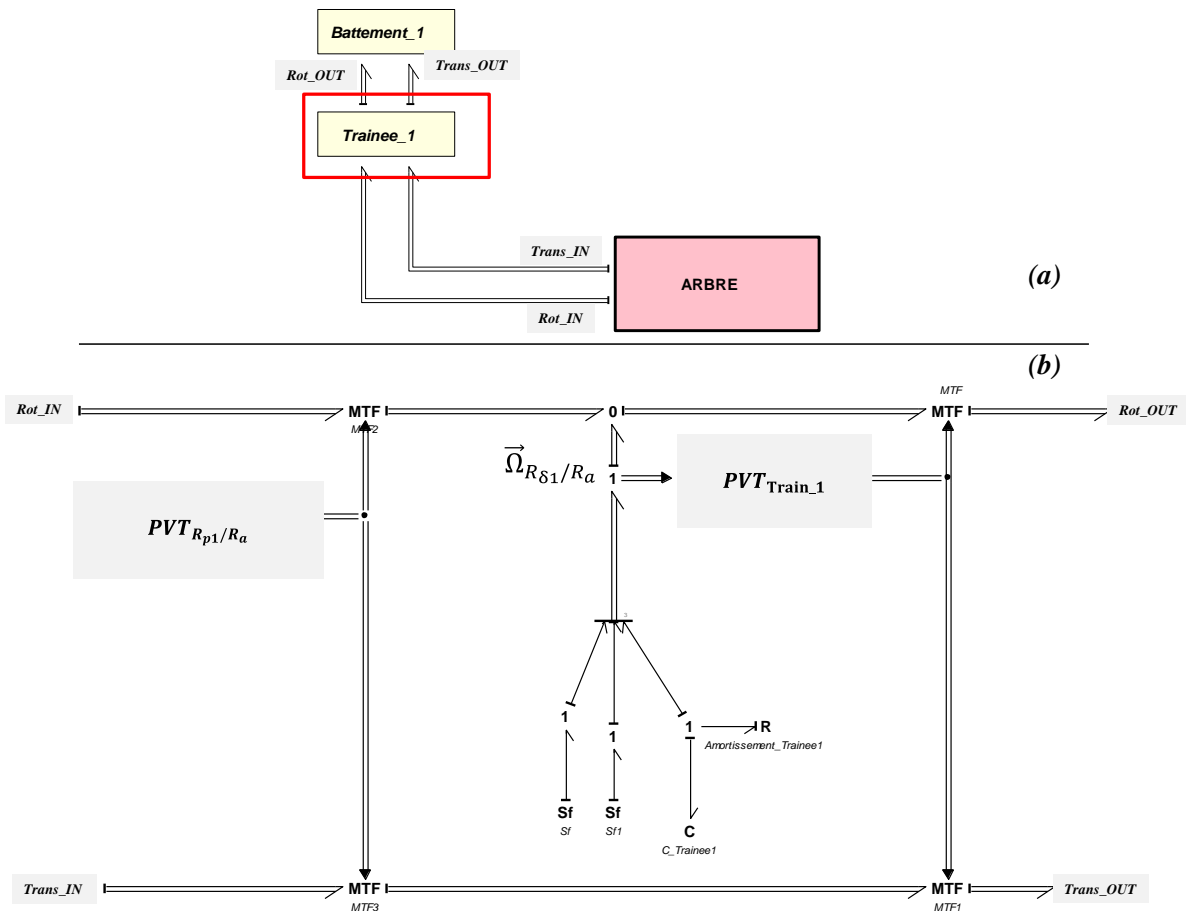


Figure 0.17 - MBG de la liaison trainée (b) frontières de la liaison considéré (a)

*Les éléments MTF2 et MTF3 sont alimentés par la matrice  $PVT_{Rp1/Ra}$ .* Cette matrice permet le changement de repère entre le repère de la pale 1 ( $R_{p1}$ ) et celui de l'arbre ( $R_a$ ). Elle consiste en une rotation d'un angle  $\Psi_{p1}$  (équation (3.1)) autour de l'axe  $Z_a$  du repère lié au rotor et permet de positionner le repère de la pale  $i = 1$  de manière à ce que l'axe  $X_{p1}$  soit l'axe longitudinal de la pale. L'équation (0.11) permet de définir cette matrice.

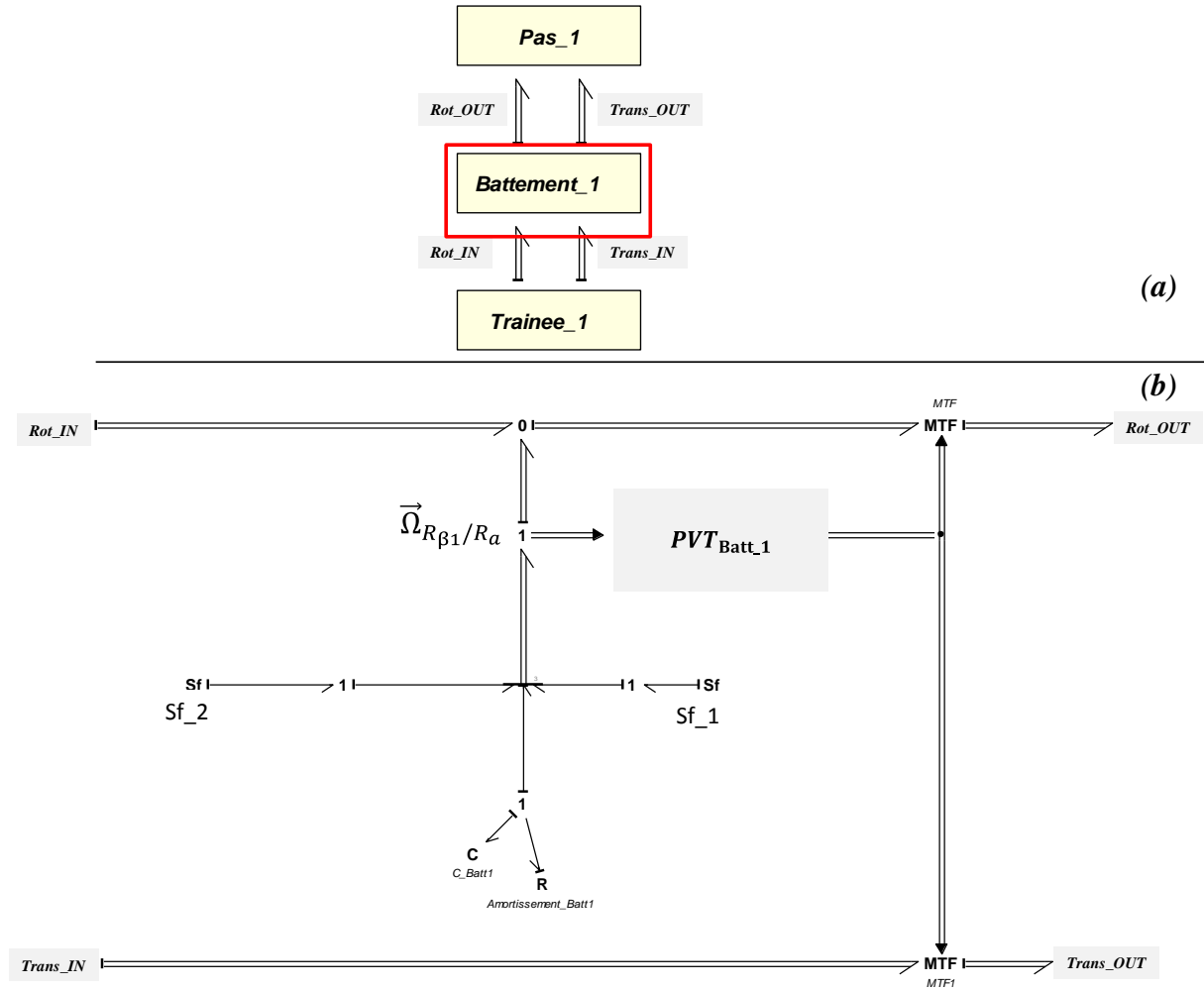
$$PVT_{Rp1/Ra} = \begin{bmatrix} \cos \Psi_{p1} & -\sin \Psi_{p1} & 0 \\ \sin \Psi_{p1} & \cos \Psi_{p1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (0.11)$$

*Les éléments MTF et MTF1 sont alimentés par la matrice  $PVT_{Train_1}$ .* Cette matrice de rotation prend en compte la position angulaire relative correspondant à l'angle de trainée de pale. Pour cela, le vecteur de vitesse de rotation relative ( $\vec{\Omega}_{R_{\delta 1}/R_a}$ ) de la liaison est récupéré au niveau de la jonction "1" tridimensionnelle (Figure 0.17) et intégré par rapport au temps. Dans le cas particulier de la liaison considérée, seule la troisième composante du vecteur de position angulaire ( $\vec{\phi}_{R_{\delta 1}/R_a}$ ) obtenu est considérée et correspond à l'angle de trainée de la pale. La position angulaire initiale de trainée est considérée comme nulle. La matrice de rotation nécessaire à la description de cette liaison pivot est par conséquent une matrice de rotation autour de l'axe  $Z_{pi}$  telle que définie par l'équation (0.12).

$$\left\{ \begin{array}{l} \vec{\phi}_{R_{\delta 1}/R_a} = \int_0^t \vec{\Omega}_{R_{\delta 1}/R_a}(T) \cdot dt = [0 \quad 0 \quad \phi_{Z R_{\delta 1}/R_a}]^T \\ PVT_{Train_1} = \begin{bmatrix} \cos \phi_{Z R_{\delta 1}/R_a} & -\sin \phi_{Z R_{\delta 1}/R_a} & 0 \\ \sin \phi_{Z R_{\delta 1}/R_a} & \cos \phi_{Z R_{\delta 1}/R_a} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{array} \right. \quad (0.12)$$

## 5- Représentation MBG de la liaison Battement 1

Dans le cas de cette liaison, le degré de liberté en rotation autour de l'axe  $Y_{pi}$  de la pale  $i = 1$  est considéré. Ce dernier est associé à des éléments R et C correspondant respectivement à l'amortissement et la raideur de trainée (Figure 0.18).



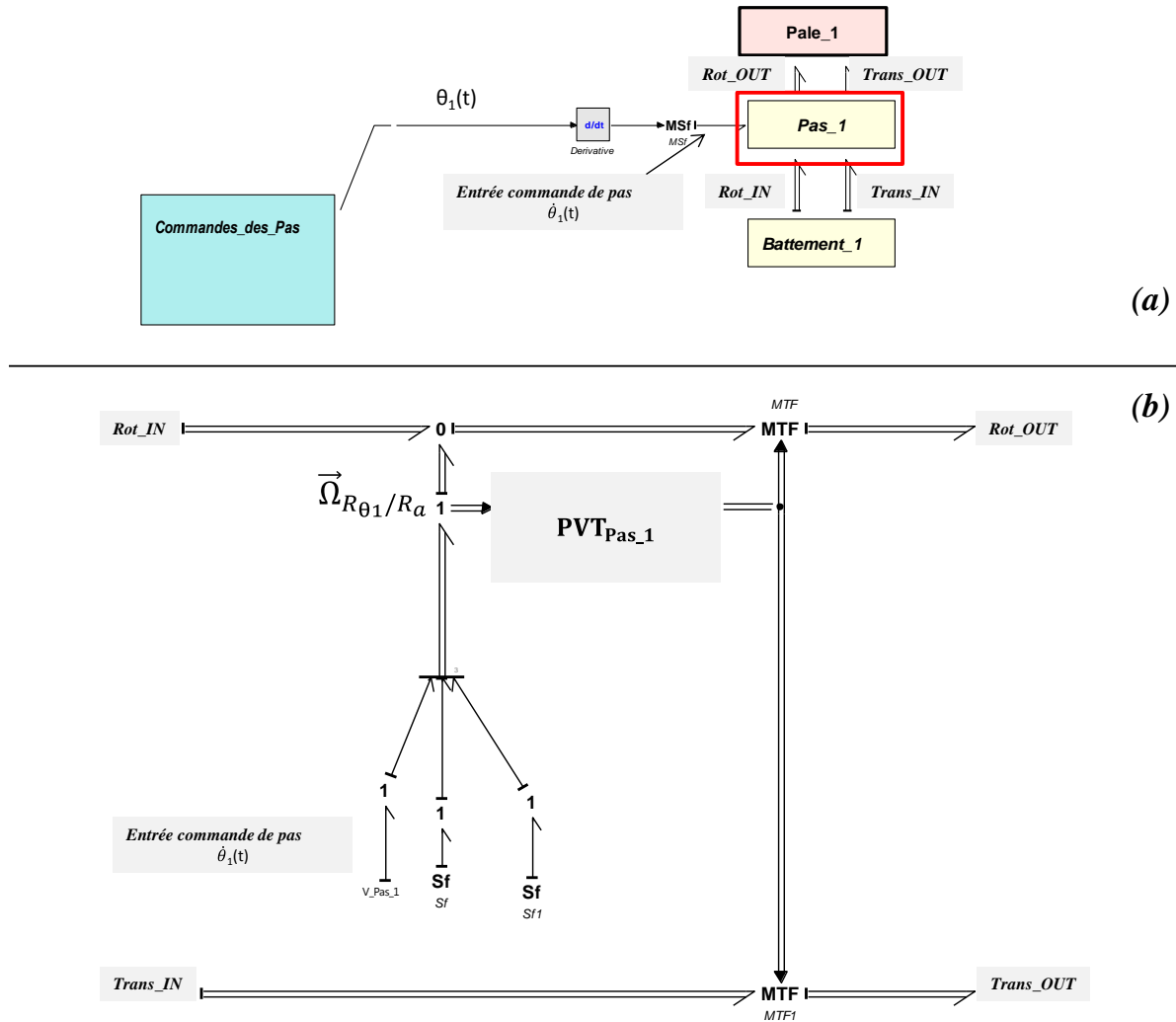
**Figure 0.18** - MBG de la liaison battement (b) frontières de la liaison considéré (a)

Les éléments MTF et MTF1 sont alimentés par la matrice  $PVT_{Batt_1}$ . Cette matrice de rotation prend en compte la position angulaire relative correspondant au degré de liberté correspondant à l'angle de battement de pale. Pour cela, le vecteur de vitesse de rotation relative ( $\vec{\Omega}_{R_{\beta 1}/R_a}$ ) de la liaison est récupéré au niveau de la jonction 1 tridimensionnelle (Figure 0.18) et intégré par rapport au temps. Dans le cas particulier de la liaison considérée, la deuxième composante du vecteur de position angulaire ( $\vec{\phi}_{R_{\beta 1}/R_a}$ ) obtenu est considérée et correspond à l'angle de battement de la pale. La position angulaire initiale de battement est notée  $\beta_{init}$ . La matrice de rotation nécessaire à la description de cette liaison pivot est par conséquent une matrice de rotation autour de l'axe  $Y_{pi}$  telle que définie par l'équation (0.13).

$$\begin{cases} \vec{\phi}_{R_{\beta 1}/R_a} = \int_0^t \vec{\Omega}_{R_{\beta 1}/R_a}(T) \cdot dt + [0 \quad \beta_{init} \quad 0]^T = [0 \quad \phi_{Y R_{\beta 1}/R_a} \quad 0]^T \\ PVT_{Batt_1} = \begin{bmatrix} \cos \phi_{Y R_{\beta 1}/R_a} & -\sin \phi_{Y R_{\beta 1}/R_a} & 0 \\ \sin \phi_{Y R_{\beta 1}/R_a} & \cos \phi_{Y R_{\beta 1}/R_a} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (0.13)$$

## 6- Représentation MBG de la liaison Pas 1

Dans le cas de cette liaison, le degré de liberté en rotation autour de l'axe  $X_{pi}$  de la pale  $i = 1$  est considéré. Ce dernier est contrôlé par une source de flux modulé du sous-système de commande de pas (Figure 0.19).



**Figure 0.19 - MBG de la liaison pas (b) frontières de la liaison considérée (a)**

Les éléments  $MTF$  et  $MTF1$  sont alimentés par la matrice  $PVT_{Pas_1}$ . Cette matrice de rotation prend en compte la position angulaire relative correspondant au degré de liberté correspondant à l'angle de pas de pale. Pour cela, le vecteur de vitesse de rotation relative ( $\vec{\Omega}_{R_{\theta_1}/R_a}$ ) de la liaison est récupéré au niveau de la jonction "1" tridimensionnelle (Figure 0.19) et intégré par rapport au temps. Dans le cas particulier de la liaison considérée, la deuxième composante du vecteur de position angulaire ( $\vec{\phi}_{R_{\theta_1}/R_a}$ ) obtenu est considéré et correspond à l'angle de trainée de la pale. La position angulaire initiale de pas est considérée comme nulle. La matrice

de rotation nécessaire à la description de cette liaison pivot est par conséquent une matrice de rotation autour de l'axe  $X_{pi}$  telle que définie par l'équation (0.14).

$$\left\{ \begin{array}{l} \vec{\phi}_{R_{\theta 1}/R_a} = \int_0^t \vec{\Omega}_{R_{\theta 1}/R_a}(T) \cdot dt = [\phi_{X R_{\theta 1}/R_a} \quad 0 \quad 0]^T \\ PVT_{Pas\_1} = \begin{bmatrix} \cos \phi_{X R_{\theta 1}/R_a} & -\sin \phi_{X R_{\theta 1}/R_a} & 0 \\ \sin \phi_{X R_{\theta 1}/R_a} & \cos \phi_{X R_{\theta 1}/R_a} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{array} \right. \quad (0.14)$$

## 7- Représentation MBG de la pale 1

Les points définissant la pale sont :

- le point  $G_{p1}$  correspondant au centre de gravité ;
- le point  $A_{p1}$  permettant l'attache avec l'arbre ;
- le point  $C_{p1}$  correspondant au point d'application des efforts aérodynamiques.

*Rappel : Les coordonnées des points du solide (ici la pale) sont définies en relatif par rapport au point d'attache avec solide précédent (ici l'arbre). Les coordonnées du point  $A_{p1}$  données dans la liste des paramètres en fin de cette Annexe C sont donc nulles.*

A partir de ces éléments, nous présentons dans la Figure 0.20 la représentation MBG de la pale.

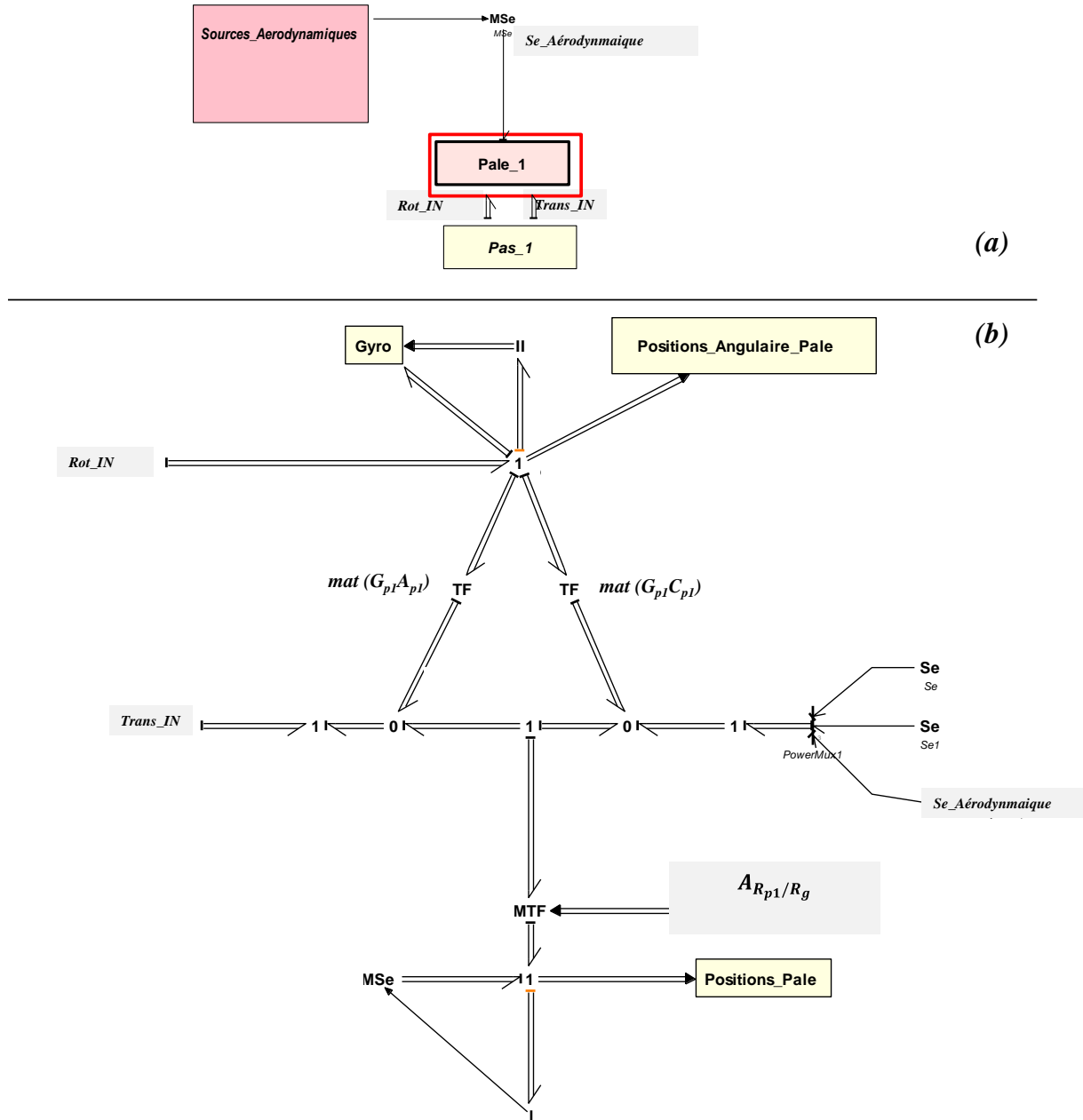


Figure 0.20 - MBG de la pale (b) frontières du solide considéré (a)

L'élément TF ( $\text{mat } G_{p1} A_{p1}$ ) de la Figure 0.20 représente la matrice asymétrique assurant la transformation entre le centre de gravité ( $G_{p1}$ ) et le point d'attache avec l'arbre ( $A_{p1}$ ). L'équation (0.15) définit cette matrice.

$$\text{mat } G_{p1} A_{p1} = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_{p1} - ZA_{p1}) & -(YG_{p1} - YA_{p1}) \\ -(ZG_{p1} - ZA_{p1}) & 0 & (XG_{p1} - XA_{p1}) \\ (YG_{p1} - YA_{p1}) & -(XG_{p1} - XA_{p1}) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.15)$$

L'élément TF ( $\text{mat } G_{p1} C_{p1}$ ) de la Figure 0.20 représente la matrice asymétrique assurant la transformation entre le centre de gravité ( $G_{p1}$ ) et le point d'application des efforts aérodynamique ( $C_{p1}$ ). L'équation (0.16) définit cette matrice.

$$\text{mat } G_{p1}C_{p1} = \begin{bmatrix} 0 & (ZG_{p1} - ZC_{p1}) & -(YG_{p1} - YC_{p1}) \\ -(ZG_{p1} - ZC_{p1}) & 0 & (XG_{p1} - XC_{p1}) \\ (YG_{p1} - YC_{p1}) & -(XG_{p1} - XC_{p1}) & 0 \end{bmatrix} \quad (0.16)$$

L'élément MTF alimenté par la matrice  $PVT_{R_a/R_g}$  permet le changement de repère entre le repère de la pale 1 (repère  $R_{p1}$ ) et le repère galiléen (repère  $R_g$ ). Cette matrice est le produit des différentes matrices de changement de repère présentées précédemment, c'est-à-dire le produit des matrices  $PVT_{Pas\_1}$  (équation (0.14)),  $PVT_{Batt\_i}$  (équation (0.13)),  $PVT_{Train\_1}$  (équation (0.12)),  $PVT_{R_{p1}/R_a}$  (équation (0.11)),  $PVT_{R_a/R_f}$  (équation (0.5)) et  $PVT_{R_f/R_g}$  (équation (0.1)).

## Paramètres de l'appareil fictif considéré

Le fuselage
<b>parameters</b> <i>//coordonnées du centre de gravité du fuselage [m]</i> $XG_f=0, YG_f=0, ZG_f=0;$ <i>//coordonnées du point d'attache avec le sol (cas fuselage fixe) [m]</i> $XF_1=0, YF_1=0, ZF_1=0;$ <i>//coordonnées point d'attache avec l'arbre [m]</i> $XF_2=0, YF_2=0, ZF_2=0;$ <i>//inertie du fuselage [Kg.m<sup>2</sup>]</i> $Jx\_F=11500, Jy\_F=60000, Jz\_F=50000;$ <i>//masse du fuselage [Kg]</i> $M_{fuselage}=9500;$
L'arbre
<b>parameters</b> <i>//inerties de l'arbre [Kg.m<sup>2</sup>]</i> $Jx\_A=13, Jy\_A=13, Jz\_A=10;$ <i>//masse de l'arbre [Kg]</i> $MArbre=80;$ <i>//altitude d'une pale par rapport au sol.</i> $Z_{Api}=2.6;$ <i>//extentricité [m]</i> $e=0.3;$ <i>//coordonnées du centre de gravité de l'arbre [m]</i> $XGA=0, YGA=0, ZGA=0.7;$ <i>//coordonnée du point d'attache au fuselage [m]</i> $XAF=0, YAF=0, ZAF=0;$ <i>//paramètres dont les valeurs sont définies dans la partie "equations" ci-dessous</i>

```

//coordonnées du point d'attache avec la pale 1 [m]
XaP1,YaP1,ZaP1;
//coordonnées du point d'attache avec la pale 2 [m]
XaP2,YaP2,ZaP2;
//coordonnées du point d'attache avec la pale 3 [m]
XaP3,YaP3,ZaP3;
//coordonnées du point d'attache avec la pale 4 [m]
XaP4,YaP4,ZaP4;
//angles entre chacune des pales et la première pale (équation 3.1) [Deg]
Ψp1, Ψp2,Ψp3, Ψp4;
equations
//angles entre chacune des pales et la première pale
Ψp1=(1-1)*(2*pi/4);
Ψp2=(2-1)*(2*pi/4);
Ψp3=(3-1)*(2*pi/4);
Ψp4=(4-1)*(2*pi/4);
//coordonnées du point d'attache avec la pale 1
XaP1= e*cos(Ψp1);
YaP1= e*sin(Ψp1);
ZaP1= ZApi;
//coordonnées du point d'attache avec la pale 2
XaP2= e*cos(Ψp2);
YaP2= e*sin(Ψp2);
ZaP2= ZApi;
//coordonnées du point d'attache avec la pale 3
XaP3= e*cos(Ψp3);
YaP3= e*sin(Ψp3);
ZaP3= ZApi;
//coordonnées du point d'attache avec la pale 4
XaP4= e*cos(Ψp4);
YaP4= e*sin(Ψp4);
ZaP4= ZApi;

```

### Les pales

```

parameters
//masse volumique de l'air [Kg.m-3]
ρ = 1.224;
//corde du profil de la pale [m]
α = 0.6;
//coefficient de portance
Cz= 6;
//longueur d'une pale [m]
Lp= 8;

```



```

//inertie d'une pale au pied de la pale [Kg.m²]
Jpale= 1700;
//masse d'une pale [Kg]
MPale= 100;
//raideur de trainée d'une pale [N.m.rad⁻¹]
CT=2.75e-5;
//raideur de battement d'une pale [N.m.rad⁻¹]
CB= 1;
//amortissement de trainée d'une pale [N.m.s.rad⁻¹]
AT =4000;
//amortissement de battement d'une pale [N.m.s.rad⁻¹]
AB = 2050 ;
//coordonnées du point d'attache de la pale i à l'arbre [m]
XAPi = 0,YAPi=0,ZAPi=0;
//condition initiale sur l'angle de battement [deg]
Binit =4;
//paramètres dont les valeurs sont définies dans la partie "equations" ci-dessous
//coordonnées du centre de gravité de la pale i [m]
XGPi,YGPi,ZGPi;
//coordonnées du centre de poussée de la pale i [m]
XCPi,YCPi,ZCPi;
//les inerties de pale i [m]
Jx_Pi,Jy_Pi,Jz_Pi;
//rayon du disque rotor [m]
R;
equations
//inertie de la pale au centre de gravité
JGpi=Jpale/4;
//Rayon du disque rotor
R= Lp+e;
//Coordonnées de centre de poussé de la pale i
XCPi= 0.7*R;
YCPi=0;
ZCPi=0;
//coordonnées de centre de gravité de la pale i
XGPi= Lp/2;
YGPi=0;
ZGPi=0;
//inerties de la pale i
Jx_Pi= JGpi /10;
Jy_Pi= JGpi;
Jz_Pi= JGpi;

```

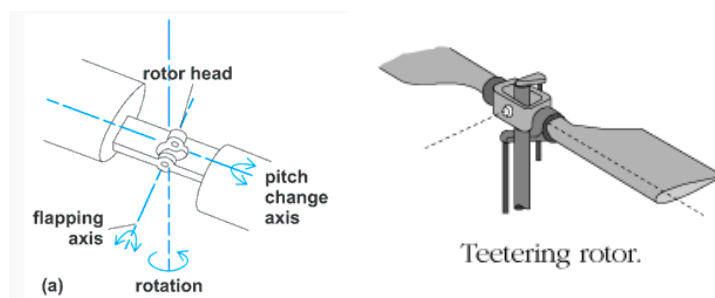
## Annexe D - Technologies des rotors

Il y a plusieurs façons de concevoir un rotor d'hélicoptère et particulièrement de maîtriser le comportement en trainée et battement des pales.

### Cas des rotors bipales

Sur les hélicoptères bipales, BELL 206 (light), Bell 212 (medium) et Bell 214 (heavy) par exemple, les charges de la pale sur le rotor et la symétrie du système donnent la possibilité d'avoir un rotor uniquement articulé en battement, mouvement du haut vers le bas. Ce rotor est dénommé "teetering rotor" ou "seesaw rotor". Les deux pales sont rigidement liées à une même pièce, elle-même en liaison pivot avec le mat rotor (Figure 0.21).

Les efforts de trainée sont alors repris par la liaison pivot, l'articulation de trainée n'est alors pas nécessaire. Dans la littérature ces rotors sont dits "**semi-rigide**".



**Figure 0.21 - Rotor bipale semi-rigide**

Certains constructeurs préfèrent utiliser un plus grand nombre de pales (de 3 à 9 pour les très lourds). D'une façon générale, on montre que le nombre de pales "lisse" les fluctuations d'efforts aérodynamiques et pose donc moins de problèmes d'un point de vue vibratoire. De plus cela permet d'avoir des pales moins grosses (surtout sur les lourds). Trois pales pour l'EC120 ou EC130 d'Eurocopter, quatre pour l'EC 135 ou EC 145, ainsi que le 429 de Bell, cinq pour le super Puma MKII.

Dans ce cas, pour éviter un moyeu trop complexe à cause des efforts induits par les pales et diminuer l'amplitude de battement, la pale est laissée libre en trainée (en plus du battement).

Il est nécessaire de contrôler le mode de trainée par l'introduction d'une raideur (en trainée). Associée à l'inertie de la pale, cette raideur définit la pulsation propre de trainée de la pale, notée  $\omega_\delta$ . Le constructeur choisit, par le biais de la technologie, de positionner cette fréquence soit en dessous du régime nominal  $\Omega_N$  (**soft-in plane** ;  $\omega_\delta < \Omega_N$ ), soit au-dessus (**stiff-in-plane** ;  $\omega_\delta > \Omega_N$ ).

La majorité des hélicoptères sont "soft-in plane".

Il existe plusieurs technologies permettant de réaliser cette articulation de trainée.

## *Rotors Articulés*

- *Rotors "Fully articulated"*

Les technologies totalement articulées, avec trois articulations distinctes, plutôt réservées aux lourds porteurs (heavies), dont le positionnement de  $\omega_\delta$  est aux alentours des 20 à 30% du régime nominal tel que le puma AS 330 ou le Boeing CH-46 Sea Knight.

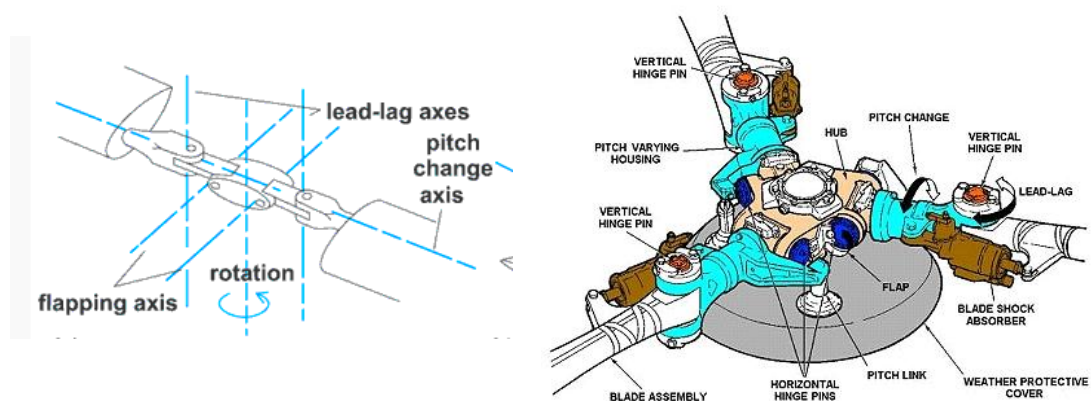
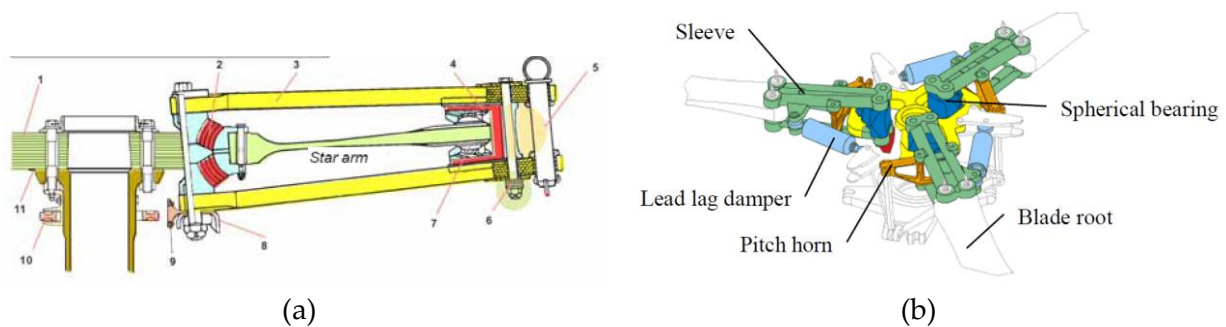


Figure 0.22 - Rotor "fully articulated"

- *Rotors articulés*

Une autre technologie, sur des rotors plus modernes tels le "Starflex" (EC130) ou le "Spheriflex" (EC120, EC 225, MKII), plutôt réservée aux moyens porteurs ou légers (medium or light), ont une pulsation propre de trainée positionnée aux alentours de 50% du régime nominal (EC120 ou EC130). Ces rotors permettent le mouvement de

trainée et de battement par l'intermédiaire de pièces spécifiques localisées qui se déforment : la butée sphérique (sa raideur angulaire est faible pour les trois rotations). Un amortisseur de trainée entre la pale et le moyeu est alors utilisé pour définir la fréquence de trainée avec des technologies élastomères pour les appareils légers ou les moyens, hydro-élastiques pour les plus lourds.



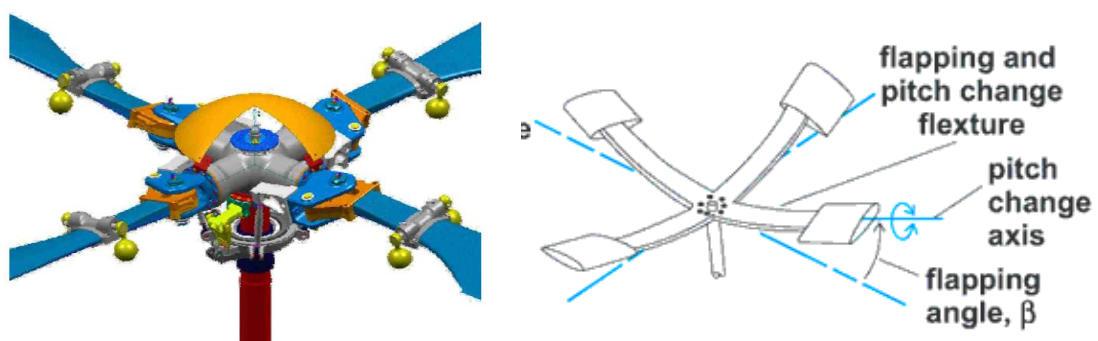
**Figure 0.23** - Rotor articulé "Starflex" (a) et "Spheriflex" (b)

Il existe des cas particuliers de rotors d'hélicoptère pour lesquels des amortisseurs inter-pales sont employés (EC175, NH90, ou EC155).

## *Rotors Hingeless, aussi appelés rigides*

- Rotor Hingeless de type Bölkow

Les technologies de rotor "hingeless" utilisent la flexion d'une poutre connectant la pale au moyeu (bearingless), se superposant au système de contrôle de pas (BO105 et BK117 puis l'EC145) pour lequel une liaison pivot à roulement est utilisée. Le positionnement de  $\omega_8$  est aux alentours des 60 à 70% du régime nominal.



**Figure 0.24** - Rotor "Hingeless"

Un autre rotor de la famille des "hingeless rotor" est le rotor FEL (fiber-elastomeric) dont le principe est similaire au Bölkow rotor. La liaison pivot de pas est remplacée par un composant en élastomère comme c'est le cas sur le TIGRE. La fréquence propre de trainée est alors plus proche de 75% du régime nominal du rotor.

- Rotor Bearingless (Truly hingeless)

Sur le rotor de l'EC 135, l'articulation de pas est supprimée, et c'est la torsion de la poutre qui permet le mouvement de pas.

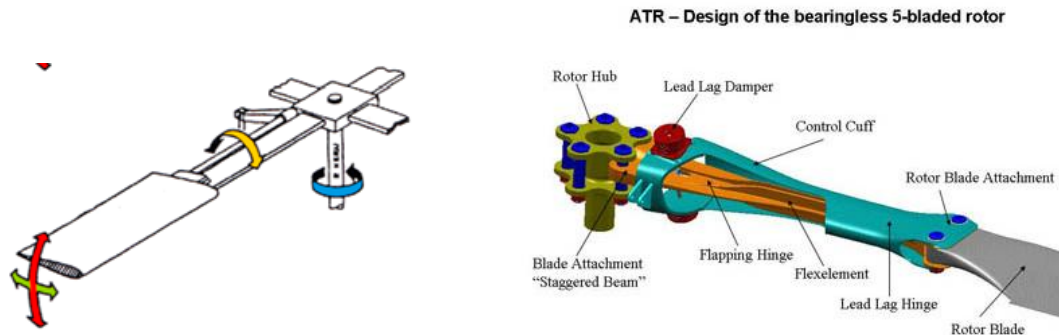


Figure 0.25 - Rotor "Bearingless"

## Autres rotors

Parmi les rotors stiff-in-plane, on trouve les rotors de type AH-56 de Lockheed. Pour l'aspect battement uniquement, ce rotor se rapproche de celui de l'hélicoptère BO105.

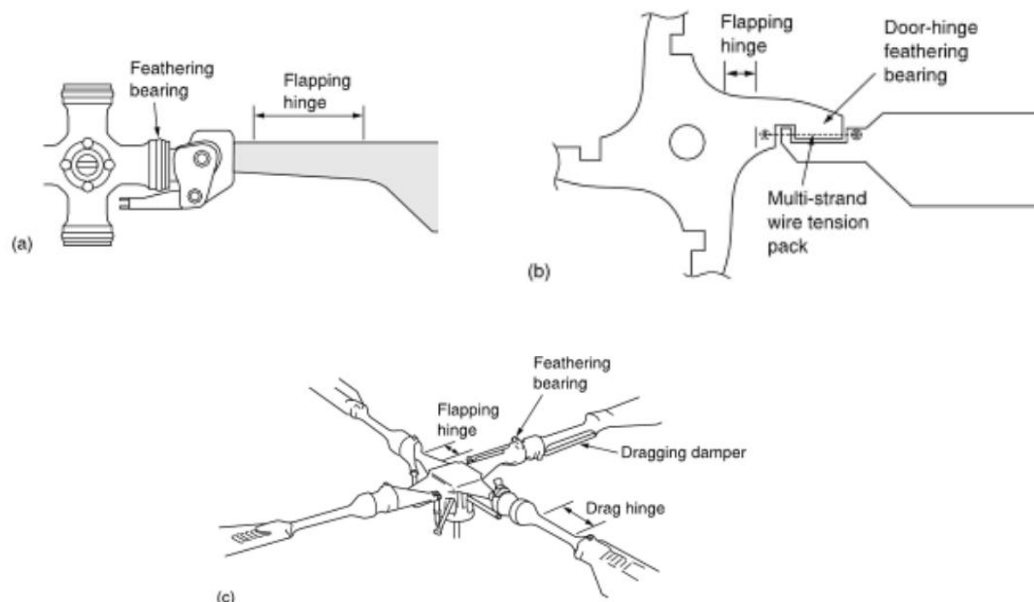


Figure 0.26 - Rotors du BO105 d'Eurocopter (a), du AH56 Cheyenne de Lockheed (b) et du Lynx de Westland (c) [Watkinson - 2003]

La Figure 0.26 (a) montre la tête d'un rotor rigide du Bo-105, pour lequel les mouvements de battement et de trainée sont introduits par la souplesse au niveau du pied de pale. La raideur de trainée est telle que la fréquence propre est supérieure à

la fréquence de rotation du rotor et donc il n'y a pas besoin d'amortisseurs. Il s'agit d'une tête rotor relativement rigide en battement et des masses pendulaires sont nécessaires. La figure 0.26 (b) montre la tête du Lockheed Cheyenne qui comporte une articulation de battement virtuelle et une articulation de trainée très rigide. La figure 0.26 (c) montre la tête du Westland Lynx, qui comporte des parties flexibles permettant les mouvements de battement et de trainée. L'articulation de battement virtuelle est rigide. L'articulation de trainée est souple et des amortisseurs de trainée sont nécessaires [Watkinson - 2003].

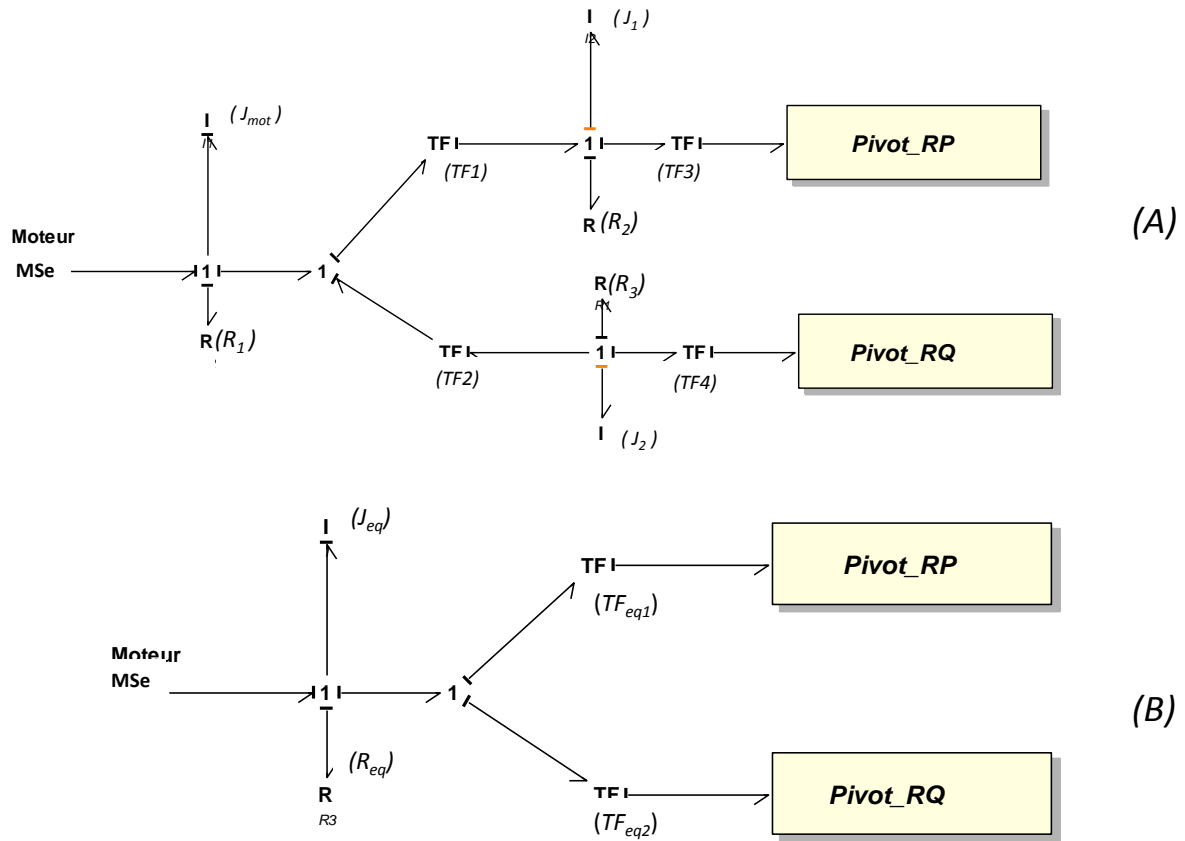


## *Annexe E - Compléments sur la modélisation BG de la partie motorisation*

---

L'objectif de cette annexe est d'apporter des informations complémentaires à la modélisation de la partie motorisation de la chaîne de puissance d'hélicoptère. Dans le Chapitre III.1.2, nous avons présenté la modélisation BG de la partie allant du moteur aux deux rotors (Figure III.8 et Figure III.9). La Figure 0.27 rappelle cette partie.





**Figure 0.27** - Modèle BG de la partie motorisation (A) Modèle BG en causalité intégrale de la partie motorisation (B) (Rappel de Figure III.8 et Figure III.9)

Les expressions des éléments équivalents ( $J_{eq}$ ,  $K_{eq1}$ , coefficient de l'élément  $TF_{eq1}$ ,  $K_{eq2}$ , coefficient de l'élément  $TF_{eq2}$ , et  $R_{eq}$ ) sont décrites par les équations 0.17 à 0.20 suivantes :

$$J_{eq} = \frac{J_{eq1}}{K_1^2} + \frac{J_{eq2}}{K_2^2} + J_{mot} \quad 0.17$$

$$\frac{1}{K_{eq1}} = \frac{1}{K_1 \cdot K_3} \quad 0.18$$

$$\frac{1}{K_{eq2}} = \frac{1}{K_2 \cdot K_4} \quad 0.19$$

$$R_{eq} = \frac{R_{eq1}}{K_1^2} + \frac{R_{eq2}}{K_2^2} + R_1 \quad 0.20$$



## Contribution à la modélisation énergétique des hélicoptères en vue de la maîtrise de leurs comportements dynamiques

**RESUME :** Les hélicoptères sont le siège de comportements dynamiques difficiles à maîtriser et récurrents en phase de conception. Ces comportements sont essentiellement liés à des couplages mal maîtrisés entre certains sous-systèmes. Un état de l'art sur les pratiques de modélisation existantes met en évidence un manque de prise en compte des interactions énergétiques entre sous-systèmes, rendant difficile l'analyse et la maîtrise de ces phénomènes et conduisant à des solutions ponctuelles, sans capitalisation possible des méthodes mises en œuvre. Ces travaux offrent une introduction à une approche de représentation multi-physique et multiniveau, complémentaire aux approches existantes, offrant une vision énergétique et structurale pour la maîtrise de la dynamique des systèmes tels que les hélicoptères. Une réflexion sur les outils de représentation existants a conduit au choix du bond graph (BG), du multibond graph (MBG) et de la Représentation Énergétique Macroscopique (REM) en tant qu'outils complémentaires pour la modélisation et la commande des systèmes multi-physiques multicorps. Une analyse énergétique d'hélicoptère a conduit à la proposition d'une description macroscopique basée sur le MBG à mots, complétée par deux autres niveaux détaillant le modèle MBG du sous-système rotor-fuselage. Les hypothèses de modélisation sont choisies de manière à reproduire les conditions d'apparition du phénomène de résonance air, phénomène de couplage connu sur les hélicoptères. Cette étude met en évidence le potentiel des représentations énergétiques en application aux hélicoptères et ouvre de nombreuses perspectives, tant pour l'analyse des appareils existants que pour la conception d'aéronefs innovants.

**Mots clés :** Bond graph (BG), multi-bond graph (MBG), représentation énergétique macroscopique (REM), hélicoptère, représentation multiniveau, comportements dynamiques.

### Contribution to rotorcraft energetic modeling for dynamic behavior analysis and control

**ABSTRACT:** Rotorcraft are complex systems and are thus sources of recurring (i.e. for many new design projects) and poorly understood problems. Considering a specific phenomenon, implying interactions between many subsystems, the analysis of the system from a global but "sufficiently" detailed point of view becomes necessary. Current global modeling methodologies are mainly based on a subsystem-by-subsystem approach and the knowledge of their interactions is insufficient. This work proposes an introduction to a multiphysic and multilevel representation, complementary to existing modeling approaches, offering an energetic and structural view to support analysis and control of rotorcraft. A first study leads to the choice of, the bond graph (BG), the multibond graph (MBG) and the Energetic Macroscopic Representation (EMR) as complementary multiphysic tools for the modeling and control of multiphysic and multibody systems. Then, an energetic analysis of helicopter dynamics is presented and a global energetic and macroscopic representation, using the word bond graph, is proposed. After that, the MBG is used for rotor-fuselage structure modeling in order to reproduce the air resonance phenomenon. This work shows the potential of energetic representations on rotorcraft and opens many perspectives, not only for the analysis of the existing rotorcraft, but also for the design of innovative rotorcraft.

**Keywords:** Bond graph (BG), multibond graph (MBG), Energetic Macroscopic Representation, helicopter, energetic modeling, multilevel representation, dynamic behaviour.